

航空事故調査報告書  
ノースウエスト航空会社所属  
ボーイング式747-400型  
N663US  
新東京国際空港  
平成3年(1991年)9月19日

平成5年8月26日

航空事故調査委員会議決

委員長 竹内和之

委員 吉末幹昌

委員 宮内恒幸

委員 東 昭

委員 東 口 實

## 1 航空事故調査の経過

### 1.1 航空事故の概要

ノースウエスト航空会社所属ボーイング式747-400型N663USは、平成3年(1991年)9月19日、09時05分協定世界時(日本標準時18時05分)ごろ、ニューヨークJ.F.ケネディ国際空港へ向けて新東京国際空港を離陸した。その後同機は、09時21分協定世界時(日本標準時18時21分)ごろ、新東京国際空港の東約90海里の太平洋上空において高度約26,000フィートを上昇飛行中、幾つかのシステムの不具合を示すメッセージが計器上に表示され、一部のシステムに不具合も生じたため、緊急状態を宣言するとともに新東京国際空港へ引き返した。

同機は、燃料を投棄した後10時31分協定世界時(日本標準時19時31分)ごろ同空港に緊急着陸をしたが、着陸滑走中及び誘導路に停止した際、No.2エンジン・パイロン・ストラット上部付近に二度にわたり火災が発生したため、10時36分協定世界時ごろ誘導路上で乗組員21名及び乗客294名計315名が緊急脱出を行い、この際乗客8名が重傷を負った。

## 1.2 航空事故調査の概要

### 1.2.1 事故の調査組織

1.2.1.1 航空事故調査委員会は、平成3年9月19日、本事故の調査を担当する  
主管調査官ほか6名の調査官を指名した。

なお、人事異動に伴い平成5年4月1日主管調査官を交替させた。

### 1.2.1.2 関係国からの調査への参加

アメリカ合衆国の代表及び顧問が調査に参加した。

### 1.2.2 調査の実施時期

平成3年 9月20日～24日	現地調査
平成3年10月 4日、5日及び14日	機体調査等
平成3年 9月24日～平成4年5月29日	CVRの記録の解読
平成3年10月 3日～ 4日	DFDRの記録の解読
平成3年10月20日～25日	CMCの記録の解読

### 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

ノースウエスト航空会社所属ボーイング式747-400型N663USは、平成3年（1991年）9月19日、同社定期18便として、運航乗務員4名、客室乗務員17名及び乗客294名（内幼児5名）計315名が搭乗して、ニューヨークJ.F.ケネディ国際空港へ向けて09時05分協定世界時（日本標準時18時05分）（以下特に記さない限りすべての時刻は協定世界時で表し、「UTC」と記す。）ごろ、台風の影響によるしゅう雨の中、新東京国際空港（以下「成田空港」という。）を離陸した。

運輸省東京航空局新東京空港事務所（以下「新東京空港事務所」という。）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、目的飛行場：ニューヨークJ.F.ケネディ国際空港、  
当初の巡航速度：524ノット、当初の巡航高度：F（フライト・レベル）  
290、経路：銚子（CVC）、洋上転移経路OTR11、ケイギス（KAGIS）、  
航空路A590、パバ（PABBA）、以下略――

所要時間：11時間41分、代替飛行場：ワシントン・ダレス国際空港

乗組員の口述、飛行記録装置及びセントラル・メインテナンス・コンピュータの記録によれば、その後の飛行の状況は次のとおりであった。

同機は、離陸後正常に上昇飛行を続けた。銚子周辺ではレーダ上に強い雨域が認められ、これを避けるように飛行した。この空域を通過する際（高度約14,000フィート）時々軽度から中程度のタービュランスに遭遇した。ケイギスに近づいたところ高度24,000フィート付近で雲から出てオン・トップ状態となった。

離陸後約16分を経過した09時21分UTCごろ、成田空港の東約90海里の太平洋上空で、管制承認に従ってフライト・レベル330に向けてCAS約300ノットで上昇中、高度約26,000フィートを通過する時点でエンジン・インディケーティング・アンド・クルー・アラート・システム（以下「EICAS」という。）にNo.1エンジンに関連するシステムの不具合を含む多くのメッセージが表示され、また、それとほぼ同時に各種の不具合が発生した。

EICASメッセージのうち主なものは次のとおりであった。

(1) 左主翼ブリード・ダクト リーク

《BLD DUCT LEAK L》

(2) No.1 ジェネレータ トリップ

《ELEC GEN OFF 1》

(3) フラップ・システム プライマリ・ニューマティック・モード不動作

《FLAPS PRIMARY》

(4) No.1 エンジン・ナセル オーバーヒート

《OVHT ENG 1 NAC》

(5) フラップ・システム プライマリ・エレクトリック・モード不動作

《FLAPS DRIVE》

これらのメッセージが表示されたころ、左主翼前縁フラップの中間及び外側グループの位置センサが故障したことを、また、右主翼前縁フラップの内側及び中間グループがイン・トランジット状態で停止したことを示す前縁フラップ・エクspanデッド・ディスプレイがEICASに表示された。また、No.1エンジンのスラスト・リバーサのアンロック状態を示すアンバー色の“REV”もEICASに表示された。ただしヨーイングあるいはバフェットは認められなかったとのことであった。

不具合発生後、運航乗務員は、EICASのメッセージ及びシステムの不具合に対し、所要の是正措置あるいは不具合探求を行った。No.1ハイドローリック・システムを確保するため、No.1エンジンは停止されずアイドル状態に絞

られたが、その後必要時には推力として使用された。また、離陸時から操縦室内にいた機長交替要員及び副操縦士交替要員は機長及び副操縦士を支援した。

同機は不具合発生後、上昇を中止し、約2分間ほど高度約27,000フィートではほぼ水平飛行を行っていたが、機長は09時24分UTCごろ、東京航空交通管制部の管制区管制所（東京ACC）に対して緊急状態を宣言するとともに、管制承認を得て高度10,000フィートへの降下を開始した。降下時にはスピード・ブレーキを使用し、CAS300ノット前後で降下した。

上昇中オートスロットルが使用されていたが、09時23分UTCごろスロットル・レバーがアイドル位置まで戻る異常な動きを示したので、上昇出力を維持するため運航乗務員により解除された。また、09時22分UTC過ぎからオートパイロットが使用されたが、これも09時23分UTCごろ不具合が発生したため運航乗務員により解除された。ただし、オートパイロットはその後正常に復し、09時38分UTCごろから着陸前まで使用された。

また、プライマリ・フライト・ディスプレイ（PFD）速度表示部の最大速度バーが260ノットまで下がり、減速したところ、最大速度バーと最小速度バーが接近し時には重なり、更に高度約27,000フィートの水平飛行から降下を開始したころ（09時23分UTCごろから同24分UTCごろまでの間）、スティック・シェーカが計5回作動した。

一連の不具合が発生した09時21分UTCごろ客室与圧のオート・コントロールができなくなり、客室高度及び客室温度が上昇し始め、オートコントロール故障を示す《CABIN ALT AUTO》コーション・メッセージがEICASに表示された。客室高度は高度10,000フィートへの降下中にも上昇を続け、09時27分UTCごろから同29分UTCごろまでの間は客室高度は10,000フィートを超え、マスター・ウォーニング及び客室高度警報が作動し、運航乗務員は酸素マスクを着用した。客室高度は一時約11,300フィートまで上昇した。その後アウトフロー・バルブがマニュアル・コントロールで操作され、09時28分UTC以降は逆に客室高度が降下に転じ、同43分UTCごろには約マイナス3,800フィートまで降下した。（ただし、EICASにはマイナス1,100フィートまでしか表示されない。）客室高度はその後ほぼマイナス4,000フィート前後で数回小幅な上下の変動を繰り返した。運航乗務員は、客室与圧をマニュアルでコントロールしていたが、途中でアウトフロー・バルブの位置を示す計器の指針が左側は1/8オープン、右側はフル・クローズの位置で固着して動かなくなったと述べている。

同機が降下を続けながらケイギスの東約60海里の地点（成田空港の東約180海里）の上空に達した時点で機長は成田空港へ引き返すことを決心し、



09時30分UTCごろ東京ACCの管制承認を得て目的地を変更して成田空港へ向かった。

高度10,000フィートに降下後水平飛行に移りながら、最大着陸重量(630,000ポンド)まで重量を減少させるため、09時31分UTCごろから洋上において燃料投棄が開始されたが、左主翼の燃料投棄システムに不具合が生じていたため投棄に時間を要し、10,000フィートから更に高度を下げ、高度6,000フィートを降下中の10時23分UTCごろまでの約50分を要した。

10時10分UTCごろ、同機から新東京空港事務所の進入管制所(成田アプローチ)に対し、緊急車両の手配が要請された。

この間客室乗務員は、運航乗務員から機材の不具合のため成田空港へ緊急着陸する旨連絡を受け、所要の指示を与えられた。また、運航乗務員は乗客に対してもその旨の客室放送を行った。

更に、客室乗務員は、乗客に対し緊急着陸及び緊急脱出の要領を説明した。

着陸進入はフラップ25位置が使用され、前縁フラップに不具合が認められていたため、滑走路端通過時の速度は通常よりも20ノット多い180ノットで進入を行った。

同機は、10時31分UTCごろ成田空港の滑走路34を使用して着陸した。着陸時、すべてのエンジンが通常どおり使用されたが、スラスト・リバーサについては、No.1エンジンは使用されず、No.2及びNo.3エンジンは通常どおり、またNo.4エンジンはほぼアイドルの推力状態で使用された。10時32分UTCごろA3誘導路との交差点付近の滑走路を着陸滑走中、同機の左側エンジン付近に火災が発生しているのを認めた新東京空港事務所の飛行場管制所(成田タワー)から、「左エンジン火災」の通報を受け、ほぼ同時に運航乗務員も機体左側に火災を認めた。EICASにはNo.1エンジンに関する不具合が表示されていたため、運航乗務員は直ちにNo.1エンジンを停止するとともに、同エンジンに消火用ガスを放出した。火災は一旦鎮火した。同機は滑走路を離れA2誘導路を通りA誘導路に入りP1誘導路との交差点付近に停止し、けん引車の派遣を要請した。

10時35分UTCごろ再びNo.2エンジン付近から火災が発生したのを同機を追走していた消防車が認め、タワーを経由して同機にその旨が通報された。運航乗務員も火災を認め、No.2エンジンを停止し、消火用ガスを放出した。追走していた消防車はNo.2エンジン付近に消火剤を放射して消火を行った。タワーは機体の右側からの緊急脱出をアドバイスした。機長も機体の左側の火炎を確認しており、右側からの緊急脱出を決定した。火災は10時36分UTCごろ鎮火した。

10時36分UTCごろ機体の右側からの緊急脱出が指示され、No.3及びNo.4エンジンも停止された。

緊急脱出は、暗夜の中、また折からの台風の影響によるしゅう雨の中、機体右側のR1、R2、R4、R5ドア及び左側のL1ドアから脱出スライドを使用して行われたが、緊急脱出が指示されたとき機内の与圧が抜けておらず、客室圧力は外気圧より約2.6psi（ポンド／平方インチ）高かったため、脱出に際しドアの開放操作に手間どった。

この緊急脱出の際、乗組員21名及び乗客294名計315名のうち乗客8名が重傷、38名が軽傷を負った。

同機は11時40分UTCごろ、緊急脱出の行われた誘導路から駐機場（313番スポット）にけん引車によって移動された。13時01分UTCごろ、機内に残された乗客の荷物等を下ろすため、同社の整備士が外部電源を入れたところ、No.2エンジン付近で火災が発生したが、直ちに消火された。

（付図2、8及び9参照）

なお、同機の緊急着陸により10時31分UTCから同52分UTCまで同空港の滑走路は閉鎖され、到着予定機のうち3便が目的地を変更して日本国内の他の空港に着陸した。

## 2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

乗組員及び乗客315名中、乗客8名が重傷、38名が軽傷を負った。

## 2.3 航空機の損壊に関する情報

### 2.3.1 損壊の程度

中 破

### 2.3.2 航空機各部の損壊の状況

航空機各部の損壊の状況は次のとおりであった。（付図5～7及び写真1～6参照）

#### （1）パネル（外板）

- ・ No.2エンジン・パイロン・ストラット内側寄りの主翼下面のアクセス・パネル（No.511BB）焼損及びブローアウト・パネル脱落（当該ブローアウト・パネルは設計上2.5psiの差圧で脱落する。）
- ・ 主翼上面のアクセス・パネル（No.511CT）及びこのパネルに隣接している固定パネルの内側焼損
- ・ No.2エンジン・パイロン・ストラット・フェアリング・パネル（内側）焼損

## (2) 構造部材

- ・ N o . 2 エンジン・パイロン・ストラット左右スケート・アングルが熱により変形
- ・ N o . 2 エンジン・パイロン・ストラットのウェブ・スティフナが熱により変形
- ・ インボード・リーディング・エッジ・ステーション(ILES)662.5 の主翼前縁リブ焼損

## (3) N o . 2 エンジン・パイロン・ストラット上部の左主翼前縁内(ILES630~693)

- ・ N o . 2 エンジン燃料フィード・パイプ損傷（孔）
- ・ N o . 1 ジェネレータ・フィード・ケーブル損傷（空洞）
- ・ N o . 2 エンジン燃料フィード・パイプのクランプ・ボルト破断、ブロック焼損
- ・ ワイヤ・バンドル焼損
- ・ N o . 1 及び N o . 2 エンジン消火用配管溶損
- ・ 前縁フラップ駆動電気モータのワイヤ焼損

## (4) エンジン

- ・ エンジンに火災は発生していなかった。

## 2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

な し

## 2.5 乗組員に関する情報

### 2.5.1 運航乗務員

#### (1) 機長 男性 46歳

定期運送用操縦士技能証明書

1982年 3月22日取得

限定事項

ボーイング式747-400型

1989年 7月27日

(最近の更新 1991年 7月31日)

第一種航空身体検査証明書発行年月日

1991年5月29日

(有効期限 1991年11月30日)

総飛行時間

15,920時間

同型式機での飛行時間

973時間28分

最近90日間の飛行時間

185時間58分

最近30日間の飛行時間

41時間05分

当該飛行前の休養時間

21時間13分

注：入社年月日 1966年 5月 9日

最近の緊急方式訓練 1991年 2月24日

(2) 副操縦士 男性 52歳

定期運送用操縦士技能証明書 1978年 7月取得

限定事項

ボーイング式747-400型 1989年 9月 9日

(最近の更新 1991年 8月20日)

第一種航空身体検査証明書発行年月日 1991年 7月17日

(有効期限 1992年 7月31日)

総飛行時間 17,797時間

同型式機での飛行時間 965時間

最近90日間の飛行時間 178時間18分

最近30日間の飛行時間 32時間00分

当該飛行前の休養時間 21時間13分

注：入社年月日 1969年 1月 6日

最近の緊急方式訓練 1991年 2月 7日

(3) 機長交替要員 男性 54歳

定期運送用操縦士技能証明書 1979年 6月取得

限定事項

ボーイング式747-400型 1991年 2月20日

(最近の更新 1991年 8月31日)

第一種航空身体検査証明書発行年月日 1991年 4月 9日

(有効期限 1991年10月31日)

総飛行時間 15,457時間

同型式機での飛行時間 413時間13分

最近90日間の飛行時間 249時間27分

最近30日間の飛行時間 60時間03分

当該飛行前の休養時間 49時間15分

注：入社年月日 1966年 5月23日

最近の緊急方式訓練 1991年 2月22日

(4) 副操縦士交替要員 男性 39歳

定期運送用操縦士技能証明書 1976年 2月取得

限定事項

ボーイング式 747-400 型	1990年 9月19日
(最近の更新	1991年 6月16日)
第一種航空身体検査証明書発行年月日	1991年 5月 6日
(有効期限	1992年 5月31日)
総飛行時間	5,520時間
同型式機での飛行時間	660時間
最近90日間の飛行時間	206時間44分
最近30日間の飛行時間	31時間54分
当該飛行前の休養時間	49時間15分

注：入社年月日 1983年10月10日

最近の緊急方式訓練 1991年 2月12日

2.5.2 客室乗務員

- |                     |   |    |             |
|---------------------|---|----|-------------|
| (1) リード・フライト・アテンダント | A | 女性 | 40歳         |
| 緊急脱出時の位置            |   |    | L1ドア        |
| 乗務員としての資格取得年月日      |   |    | 1974年 4月22日 |
| 最近の緊急方式訓練           |   |    | 1991年 6月    |
| 当該飛行前の休養時間          |   |    | 24時間以上      |
| (2) フライト・アテンダント     | B | 女性 | 37歳         |
| 緊急脱出時の位置            |   |    | L2ドア        |
| 乗務員としての資格取得年月日      |   |    | 1974年 6月24日 |
| 最近の緊急方式訓練           |   |    | 1991年 9月    |
| 当該飛行前の休養時間          |   |    | 24時間以上      |
| (3) フライト・アテンダント     | C | 女性 | 41歳         |
| 緊急脱出時の位置            |   |    | L2ドア補助      |
| 乗務員としての資格取得年月日      |   |    | 1973年 2月26日 |
| 最近の緊急方式訓練           |   |    | 1991年 7月    |
| 当該飛行前の休養時間          |   |    | 24時間以上      |
| (4) フライト・アテンダント     | D | 女性 | 37歳         |
| 緊急脱出時の位置            |   |    | L3ドア        |
| 乗務員としての資格取得年月日      |   |    | 1978年 2月 6日 |
| 最近の緊急方式訓練           |   |    | 1991年 8月    |
| 当該飛行前の休養時間          |   |    | 24時間以上      |

(5) フライト・アテンダント	E	女性 33歳
緊急脱出時の位置		L 3 ドア補助
乗務員としての資格取得年月日		1979年 2月 5日
最近の緊急方式訓練		1991年 8月
当該飛行前の休養時間		24時間以上
(6) フライト・アテンダント	F	女性 34歳
緊急脱出時の位置		L 4 ドア
乗務員としての資格取得年月日		1977年 5月11日
最近の緊急方式訓練		1991年 4月
当該飛行前の休養時間		24時間以上
(7) フライト・アテンダント	G	女性 39歳
緊急脱出時の位置		L 4 ドア補助
乗務員としての資格取得年月日		1974年 6月24日
最近の緊急方式訓練		1991年 5月
当該飛行前の休養時間		24時間以上
(8) フライト・アテンダント	H	女性 26歳
緊急脱出時の位置		L 5 ドア
乗務員としての資格取得年月日		1990年 8月 4日
最近の緊急方式訓練		1991年 8月
当該飛行前の休養時間		24時間以上
(9) フライト・アテンダント	I	女性 37歳
緊急脱出時の位置		R 1 ドア
乗務員としての資格取得年月日		1977年 1月31日
最近の緊急方式訓練		1991年 3月
当該飛行前の休養時間		24時間以上
(10) フライト・アテンダント	J	女性 32歳
緊急脱出時の位置		R 1 ドア補助
乗務員としての資格取得年月日		1979年 1月15日
最近の緊急方式訓練		1991年 8月
当該飛行前の休養時間		24時間以上
(11) フライト・アテンダント	K	女性 29歳
緊急脱出時の位置		R 2 ドア
乗務員としての資格取得年月日		1984年 4月30日
最近の緊急方式訓練		1991年 5月
当該飛行前の休養時間		24時間以上

(12) フライト・アテンダント	L	女性	38歳
緊急脱出時の位置			R 2 ドア補助
乗務員としての資格取得年月日			1977年 1月17日
最近の緊急方式訓練			1991年 3月
当該飛行前の休養時間			24時間以上
(13) フライト・アテンダント	M	女性	36歳
緊急脱出時の位置			R 3 ドア
乗務員としての資格取得年月日			1979年 6月11日
最近の緊急方式訓練			1991年 4月
当該飛行前の休養時間			24時間以上
(14) フライト・アテンダント	N	女性	28歳
緊急脱出時の位置			R 4 ドア
乗務員としての資格取得年月日			1990年 1月24日
最近の緊急方式訓練			1991年 5月
当該飛行前の休養時間			24時間以上
(15) フライト・アテンダント	O	女性	45歳
緊急脱出時の位置			R 5 ドア
乗務員としての資格取得年月日			1990年 4月 7日
最近の緊急方式訓練			1991年 5月
当該飛行前の休養時間			24時間以上
(16) オンボード・サービス・マネージャ	P	女性	24歳
乗務員としての資格取得年月日			1990年 6月18日
最近の緊急方式訓練			1991年 2月
当該飛行前の休養時間			24時間以上
(17) インタープリタ	Q	女性	24歳
乗務員としての資格取得年月日			1987年 3月16日
最近の緊急方式訓練			1991年 2月
当該飛行前の休養時間			24時間以上

## 2.6 航空機に関する情報

### 2.6.1 航空機

型 式	ボーイング式 747-400型
製造番号	23818 (ラインNo.715)
製造年月	1989年1月
耐空証明書発行年月日	1989年1月15日

総飛行時間 9,474時間43分  
 前回点検（A点検、1991年8月31日実施）後の飛行時間  
 270時間58分

## 2.6.2 エンジン

型 式 プラット アンド ホイトニ式 PW-4056型

	No.1	No.2	No.3	No.4
製造番号	17518	17580	17566	17519
製造年月日	1988年7月5日	1989年3月31日	1989年2月7日	1988年7月3日
総使用時間	9,474時間43分	4,743時間20分	6,904時間17分	9,474時間43分
前回点検後の 使用時間	270時間58分	270時間58分	270時間58分	270時間58分

## 2.6.3 重量及び重心位置

同機の着陸時の重量は約626,000ポンド、重心位置は25.0%MACと推算され、いずれも許容範囲（最大着陸重量630,000ポンド、着陸時の重量に対応する重心範囲13.0%MAC～33.0%MAC）内にあったものと推定される。

## 2.6.4 燃料及び潤滑油

燃料は航空燃料ジェットA-1、潤滑油はエッソ2380（MIL-L-23699）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 天気概況

当日09時00分UTC気象庁銚子地方气象台発表の天気概況は次のとおりであった。

台風18号は八丈島の南南西の海上を北東に進んでおり、秋雨前線の活動が活発になっています。今夜の県内は夜半ごろまで風雨共に強いので警戒して下さい。

現在、千葉県北西部には大雨、洪水警報、雷、強風、波浪注意報、千葉県北東部には大雨、洪水、暴風、波浪警報、雷注意報、千葉県南部には大雨、洪水、暴風、波浪警報、雷注意報が出ています。



## 2.7.2 地上天気図

気象庁発表の当日06時00分UTC及び12時00分UTCの地上天気図（ASA S：アジア地上解析図の一部）を付図3 a)及び3 b)に示す。

## 2.7.3 高層天気図

気象庁発表の当日00時00分UTC及び12時00分UTCの850、700、500及び300ヘクトパスカル(hPa)の高層天気図を付図4 a)～4 d)に示す。

## 2.7.4 成田空港における航空気象観測値

気象庁新東京航空地方気象台による事故に係する時間帯における航空気象の定時観測値及び特別観測値は次のとおりである。

09時00分UTC	風向／風速	040度/05ノット
	視程、天気	2,500メートル、しゅう雨(81)
	雲	3/8 層雲(ST) 500フィート 7/8 積雲(CU) 2,000フィート
	気温/露点温度	22度C/22度C
	高度計規正值	29.19インチ水銀柱
09時19分UTC	記事	もや、一時的に5/8 層雲(ST) 500フィート 7/8 積雲(CU) 2,000フィート
	風向／風速	060度/05ノット
	視程、天気	2,500メートル、しゅう雨(81)
	雲	5/8 層雲(ST) 200フィート 7/8 積雲(CU) 1,500フィート
	記事	もや
09時30分UTC	風向／風速	変動/05ノット
	視程、天気	3,200メートル、しゅう雨(81)
	雲	3/8 層雲(ST) 200フィート 7/8 積雲(CU) 1,500フィート
	気温/露点温度	22度C/22度C
	高度計規正值	29.18インチ水銀柱
09時37分UTC	記事	もや、一時的に040度/25ノット 最大40ノット 5/8 層雲(ST) 500フィート 7/8 積雲(CU) 1,500フィート
	風向／風速	240度/06ノット
	視程、天気	3,000メートル、しゅう雨(81)
	雲	5/8 層雲(ST) 200フィート 7/8 積雲(CU) 1,500

		フィート
	記事	もや
10時00分UTC	風向／風速	050度/09ノット
	視程、天気	2,800メートル、しゅう雨 (81)
	雲	5/8 層雲(ST) 200フィート 7/8 積雲(CU) 1,400 フィート
	気温/露点温度	22度C /22度C
	高度計規正值	29.18インチ水銀柱
	記事	もや、一時的に040度/25ノット 最大40ノット 5/8 層雲(ST) 500フィート 7/8 積雲(CU) 1,500フィート
10時20分UTC	風向／風速	020度/07ノット
	視程、天気	2,200メートル、しゅう雨 (81)
	雲	6/8 層雲(ST) 200フィート 7/8 積雲(CU) 1,200 フィート
	記事	もや
10時30分UTC	風向／風速	020度/07ノット
	視程、天気	2,200メートル、しゅう雨 (81)
	雲	6/8 層雲(ST) 200フィート 7/8 積雲(CU) 1,200 フィート
	気温/露点温度	22度C /22度C
	高度計規正值	29.19インチ水銀柱
	記事	もや、一時的に040度/25ノット 最大40ノット 5/8 層雲(ST) 500フィート 7/8 積雲(CU) 1,500フィート
11時00分UTC	風向／風速	350度/07ノット
	視程、天気	2,200メートル、しゅう雨 (81)
	雲	5/8 層雲(ST) 200フィート 7/8 積雲(CU) 1,200 フィート
	気温/露点温度	22度C /22度C
	高度計規正值	29.19インチ水銀柱
	記事	もや、一時的に040度/25ノット 最大40ノット 5/8 層雲(ST) 500フィート 7/8 積雲(CU) 1,500フィート

〔注〕 天気の欄の数字81は、観測時の降水の瞬間強度が3.0ミリメー  
トル／時～25.0ミリメートル／時の並または強いしゅう雨を示  
す。

なお、事故に関係する時間帯に新東京航空地方気象台において観測された一時間当たりの降水量は以下のとおりである。

09時00分UTC／20.5ミリメートル 10時00分UTC／11.0ミリメートル 11時00分UTC／5.0ミリメートル

#### 2.7.5 飛行中の気象状況

運航乗務員によれば飛行中の気象状況は次のとおりであった。

離着陸時はしゅう雨で、フライト・レベル240以下においては、高度10,000フィートで燃料投棄を行っていたとき時々雲から出る状態であったほかは、全般に雲中飛行であった。離陸後銚子付近を上昇中と成田空港にILS進入中、軽度から中程度のタービュランスに遭遇した。

#### 2.8 通信に関する情報

同機に異常が発生し、緊急状態を宣言した時点以降、同機は東京航空交通管制部の管制区管制所（133.6MHz）、新東京空港事務所の進入管制所（125.8MHz、120.2MHz）及び同飛行場管制所（118.2MHz）と交信していたが、通信状況はいずれも良好であった。

#### 2.9 航空保安施設等に関する情報

##### 2.9.1 飛行場

成田空港は都心から約60キロメートル東の千葉県成田市にあり、新東京国際空港公団により管理されている。

成田空港の標高は41メートル、滑走路は、方向16／34、長さ4,000メートル、幅60メートル、滑走路面はアスファルト・コンクリート舗装で長さ3,250メートル、幅60メートルの範囲にグルーピングが施されている。

同機が離着陸に使用した滑走路は34で、正常に運用されていた。

##### 2.9.2 航空保安施設

同機の運航に必要とした成田空港の航空保安施設及び飛行経路に関する航空保安無線施設は、同機の運航に関わる時間帯において、いずれも正常に運用されていた。

#### 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、米国フェアチャイルド社製F800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A100A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、機体後方の機器室(アフト・イクウィップメント・センタ)に搭載されており、無傷の状態で回収された。

#### 2.10.1 D F D R

D F D Rには、同機が成田空港を出発するに当たって最初のエンジンが始動した08時50分59秒UTCから、飛行中異常が発生して同空港に引き返し乗客及び乗組員が緊急脱出を開始するに当たり全エンジンが停止された10時36分12秒UTCまでの飛行データが記録されていた。(当該D F D Rは25時間記録が可能で、エンジンが1基始動されると記録が開始され、全エンジンが停止すると記録機能は停止する。)

D F D Rには、記録トラックの切り替わり時に発生したと推定されるデータの読み取りが不能な箇所が一部あったが、全般的に良好な記録状態であった。

D F D R記録のうち、主な解析結果は3.1.2項に示す。

#### 2.10.2 C V R

C V Rには、同機が燃料の投棄を実施中であった10時05分22秒UTCから、成田空港に引き返し乗客及び乗組員が緊急脱出を開始するに当たり全エンジン及び補助動力装置(A P U)が停止され、C V R作動用の電源がなくなった10時36分42秒UTCまでのものが記録されていた。当該C V Rの記録可能時間は30分であり、09時21分UTCごろ幾つかのシステムの不具合を示すメッセージがE I C A Sに表示された後の運航乗務員の対応の大部分については記録されていなかった。

C V Rの各チャンネルのソースは次のとおりであった。

チャンネル1：オブザーバ席のオーディオ・コントロール・パネル

チャンネル2：副操縦士席のオーディオ・コントロール・パネル

チャンネル3：機長席のオーディオ・コントロール・パネル

チャンネル4：エリア・マイクロホン

ただし、運航乗務員が操縦席内の拡声装置を通じて航空交通管制機関の通信を聴取していたことから、C V Rのチャンネル4の記録には航空交通管制機関の音声が入り込んでいたため、操縦室内の運航乗務員相互の会話を分離して聞き取ることが困難であり、記録の一部は解析が不可能であった。

#### 2.11 医学に関する情報

同機の乗組員21名及び乗客294名計315名中、乗客8名が重傷を負った。収

容された病院の診断によれば、重傷者のうち6名は胸椎、腰椎あるいは足関節の骨折で、2名が挫傷であった。なお、事故後手当をした病院の記録によれば、軽傷を負った者は38名で、その内容は打撲、捻挫、擦過傷等であった。

負傷者によれば、緊急脱出時に負傷したとのことである。

## 2.12 人の生存、死亡又は負傷に係る捜索、救難及び避難等に関する情報

### 2.12.1 乗組員の緊急方式訓練

ノースウエスト航空会社では、運航乗務員及び客室乗務員は毎年1回の緊急方式訓練を受けることになっており、同社の記録によれば、乗組員は2.5項で述べたとおり訓練を受けていた。

### 2.12.2 運航乗務員の緊急脱出に関する対応

運航乗務員によれば、システムに異常が発生し、緊急着陸を行い緊急脱出を行った際の対応は次のとおりであった。

同機が着陸のための燃料投棄を実施している間、運航乗務員は客室乗務員に対し機材の不具合のため成田空港へ緊急着陸する旨連絡し、また、乗客に対してもその旨の客室放送を実施した。

EICASにNo.1エンジンに関する不具合が表示されていたため、運航乗務員は同機の着陸滑走中に発生したNo.2エンジン付近の火災をNo.1エンジンの火災と判断し、No.1エンジンを停止するとともに、その消火措置を行い、No.1ハイドローリック・システムの油圧を失うこととなるので誘導路上で停止してけん引を待った。

その後No.2エンジン付近に再び火災が発生したため、No.2エンジンの停止措置及び消火措置を行うとともに機長は緊急脱出を決心して、10時35分40秒UTCごろ客室乗務員に対して「EASY VICTOR: イージー・ビクター（客室乗務員に対し緊急脱出の準備をさせるための指示）」を、同35分50秒UTCごろ乗客に対して「機体の右側から緊急脱出」を客室放送装置（PA）を使用して指示した。続いてその他のエンジンを停止し消火措置を行うとともに緊急脱出チェックリストを用いて緊急手順の確認を行った。

そのころ客席に行って状況を確認した機長交替要員から、客室与圧が抜けておらずメイン・デッキのドアを開放できないことを聞いた機長は、マニュアルでアウトフロー・バルブを開けるよう試みた。機長によれば、すべてのエンジンを停止した後バルブをコントロールする電源があるかどうか、また、着陸前にバルブのコントロールが不能になっていたためバルブが開くかどうか疑問であったが、アウトフロー・バルブ・マニュアル・コントロールをオープン側に保持していた

ところ、脱出して機外を走っている乗客が右側の窓から見え、ドアを開放できたことが分かったとのことである。

運航乗務員は乗客等の脱出を確認した後機外に脱出し、脱出後は乗客の誘導にあたった。

機長は飛行中、客室与圧のオート・コントロールが不能となりマニュアルでコントロールを行っていたものの、途中でアウトフロー・バルブの位置を示す計器の指針が固着して動かなくなりましたが、機体が接地した時点で自動的に客室与圧が抜けるものと思っていたとのことであり、着陸時の客室高度はマイナス400フィートぐらいであったと思うと述べている。

### 2.12.3 客室乗務員の緊急脱出に関する対応

全客室乗務員及び数名の乗客によれば、緊急脱出に関する客室乗務員の対応は次のとおりであった。

操縦室とのインターフォンが通じなかったために、操縦室に赴いた客室乗務員のチーフであるリード・フライト・アテンダントのAは、運航乗務員から異常事態の発生を知らされ、その旨を全客室乗務員に連絡するとともに改めて指示があるまで着席しているよう指示した。

その後しばらくの間、客室温度の上昇が感じられた。Aが再度操縦室に様子を見に行ったところ、運航乗務員は全員酸素マスクを着け緊迫した様子であった。Aは、成田空港に引き返し緊急着陸することを知らされ所要の指示を受け、その旨を全客室乗務員に連絡した。すぐに運航乗務員からも客室放送を通じその旨の放送があった。A及び担当の客室乗務員も、英語、中国語及び日本語を用いてその旨を客室放送で乗客に伝えるとともに、アッパー・デッキの乗客をメイン・デッキの空席へ移動させた。さらに乗客に対し緊急着陸及び緊急脱出の要領について説明を行った。

各ドア担当の客室乗務員は、緊急脱出時に援助を依頼する乗客(Able-Bodied Person)(以下「援助者」という。)を各ドア毎に数名ずつ指名し、脱出時の援助の要領を説明して緊急脱出に備えた。

同機は円滑に接地したが、着陸滑走中、数名の客室乗務員及び乗客が機体の左側エンジン付近からの出火を目撃した。この火災はすぐ鎮火したが、同機が停止後再び同じ個所に大きな火炎が認められ、これを目撃した客室中央部の左側付近の座席にいた乗客の中に、「火だ」と叫び右側のドアの方へ避難しようとする者がいた。

同機が誘導路上で停止した後、運航乗務員より機体の右側からの緊急脱出の指示を受け、担当の客室乗務員はドアの開放操作を行ったが、ドアのハンドルがな

かなか動かず、複数の援助者の協力も得てようやく開放することができた。この間約1分を要し、ドアが開くとき空気の抜けるような音がしたと述べている者もいた。R 1(右側最前方)、R 2(右側2番目)、R 4(右側4番目)、R 5(右側最後方)の各ドアが開放され、それぞれの脱出スライドが展開されたが、R 3(右側中央)ドアは窓の外が赤く見えたため使用されなかった。また、右側のドアの開放に手間取ったため、Aの判断で機体の左側最前方のL 1ドアも開放し脱出スライドを展開した。L 2～L 5ドアは使用されなかった。

#### 2.12.4 緊急脱出及び避難の状況

一部の乗客、客室乗務員及び消防要員によれば、ドア開放後の乗客の緊急脱出及び避難の状況は次のとおりであった。

客室内から火災が目撃され、ドアの開放に手間取ったため一部の乗客はパニックに陥った。ドアの開放に手間取りドア付近は混雑し、ドアが開き脱出スライドが展開した後は、殺到した乗客が比較的少なかったR 5ドアを除き、我れ先にという状況で暗夜、しゅう雨の中誘導路上に脱出した。

乗客は脱出スライドから着地する際に舗装面にぶつかったり、あるいは前後の乗客と互いにぶつかり、背中や尻、手足等を強打する者が多かった。

脱出した乗客の多くは乗組員の誘導により避難したが、乗組員の指示が届かず滑走路の近くまで避難した乗客もいた。その後すべての乗客は消防要員により同機の風上のA誘導路とA 3誘導路との交差点付近の草地に誘導された。

#### 2.12.5 成田空港における消火救難体制

##### (1) 成田空港の消火救難組織の概要

成田空港における消火救難業務は新東京国際空港公団(以下「空港公団」という。)が行うこととなっており、また成田市及び近隣市町村とは消火救難活動における協定が締結され、適時応援を求めることができる体制になっている。

空港公団運用局保安部消防課は、空港内の東側地区に司令室及び消防車等が待機する消防所、滑走路西側中央付近に消防車を待機させる分遣所を有し、交替制勤務によって24時間体制で業務を行っている。

機材、要員等の体制は、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おり、事故当時は22名の消防要員が勤務していた。

##### (2) 情報の伝達及び出動要請

航空事故発生の情報伝達及び出動の要請は、新東京空港事務所の航空管制

官又は航空管制情報官、あるいは空港公団運用管理室、航空会社等から空港公団の消防課司令室へ通報される。これを受けた消防課司令室は、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行う。また消防課司令室は必要に応じて、成田市消防本部等の関係各所に応援を要請する。

## 2.12.6 消火救難活動

### (1) 消防救難業務の要請及び消火救難車両の出動

空港公団消防課司令室は、09時42分UTC新東京空港事務所の航空管制官から緊急状態が発生したため同機が引き返す旨の通報を受け、消防所及び分遣所に対し第1種出動（警戒出動）の待機を指令するとともに、同情報を成田市消防本部にも通報した。さらに、同機が緊急車両の手配を要請している旨の通報を10時12分UTCに受け、直ちに消防所及び分遣所に第2種出動（緊急出動）を指令した。消防所の指揮車、化学消防車1台、給水車1台、救急車2台、医療機器搬送車1台及びレスキュー車1台がM1誘導路上で、分遣所の化学消防車2台及び給水車3台が同分遣所前で待機した。医療機器搬送車を除く全車は10時24分UTCに同空港に到着した成田市消防三里塚消防署の2台の消防車とともに、同31分UTCに接地し着陸滑走している同機を追走した。なお、更に10時58分UTCに成田市消防成田消防署の消防車3台及び救急車2台、11時31分UTCに同市消防赤坂消防署の救急車1台、12時27分UTCに同市消防三里塚消防署の救急車1台が同空港に到着した。

### (2) 消火救難活動

空港公団消防課、成田市消防本部等によれば、事故現場における消防要員による消火救難活動は次のとおりであった。

同機は10時31分UTCに着陸した。着陸滑走中の同機を追走した指揮車は、同32分UTCごろ同機のN o. 2 エンジン付近に火災が発生したのを認めた。この火災はすぐに自然鎮火したが、同機がA誘導路上のP1誘導路との交差点付近で停止後の10時35分UTCごろ、同箇所に再度出火を認めたため、直ちにタワーに通報するとともに、消防車3台が泡沫消火剤の放射を行った。10時36分UTCごろ鎮火したが、再発防止のために同45分UTCまで消火剤の放射を継続した。火災が鎮火した10時36分UTCごろ脱出スライドが展開し、乗客が脱出を開始し、同40分UTCごろ全乗客の脱出が終了した。

その後、滑走路の方へ避難していた一部の乗客を含む全乗客を同機の



風上のA誘導路とA3誘導路との交差点付近の草地へ誘導した。全員を当該避難場所へ誘導した後、10時46分UTCごろ、負傷者を救急車2台及び指揮車で空港内の診療所へ搬送を開始した。負傷していない乗客は、空港リムジン6台でターミナル・ビルへ搬送し、11時05分UTC全乗客の搬送を終了した。負傷者が多く空港内の診療所だけでは対応できないため、成田市内の病院へも搬送することとし、空港公園消防課及び成田市消防の救急車で11時06分UTCに搬送を開始し、その後負傷者の申し出の都度搬送を行い、総数26名の負傷者を搬送、14時07分UTCに搬送を終了した。

同機は、誘導路からけん引され313番スポットに停留中、13時01分UTCごろNo.2エンジン付近に3度目の火災が発生したので、警戒待機中の化学消防車1台が泡沫消火剤の放射を行って消火した。ノースウエスト航空会社の整備士も地上支援用消火器を用いて消火にあたった。同20分UTC発火のおそれがないことが確認されたため、13時28分UTC警戒待機を解除した。

## 2.13 事実を認定するための試験及び研究

### 2.13.1 事故後の機体の状況

#### (1) フラップ

右主翼の前縁フラップの内側グループ3枚（No.14～No.16）及び中間グループ2枚（No.17、No.18）がやや下がっていた。右主翼の残りの前縁フラップ及び左主翼のすべての前縁フラップは上げ位置であった。

後縁フラップは20ユニット下げ位置であった。

#### (2) アウトフロー・バルブ

アウトフロー・バルブの位置は、左はフル・オープン、右はフル・クローズであった。

#### (3) 操縦室内の主要なレバー、スイッチ及びサーキット・ブレーカ

操縦室内の主要なレバー、スイッチ及びサーキット・ブレーカの位置は次のとおりであった。

##### ・エンジン

燃料コントロール・スイッチ	カット・オフ（全エンジン）
エレクトリカル・エンジン・	
コントロール・モード・スイッチ	ノーマル（全エンジン）
消火ハンドル	プル・アウト（全エンジン）

ローテイト (右)

・ A P U

A P Uコントロール・スイッチ	オフ
消火ハンドル	イン

・ 電気システム

バス・タイ・スイッチ	すべて：オート
ジェネレータ・コントロール・スイッチ	すべて：オン
バッテリー・スイッチ	オフ
非常灯スイッチ	オン

・ フラップ

フラップ・レバー	20 ユニット
----------	---------

・ 燃料システム

燃料ポンプ

メイン・タンク・ポンプ (ブースター・ポンプ) ・スイッチ

メイン1タンク	前後：オン
メイン2タンク	前後：オン
センター・タンク	左右：オン
メイン3タンク	前後：オン
メイン4タンク	前：オフ 後：オン

スタビライザ・タンク	左右：オフ
------------	-------

オーバーライド／燃料投棄ポンプ・スイッチ

メイン2タンク	前後：オフ
メイン3タンク	前後：オフ

燃料投棄コントロール・セレクト	オフ
-----------------	----

燃料投棄ノズル・スイッチ	左：オン 右：オフ
--------------	--------------

・ 客室与圧システム

着陸高度セレクト	オート
----------	-----

アウトフロー・バルブ・マニュアル・スイッチ	左：オン 右：オフ
-----------------------	--------------

客室高度オート・セレクト	ノーマル
--------------	------

・ エアコン・システム

パック・コントロール・セレクト	パック1：オフ パック2, 3：ノーマル
-----------------	-------------------------

客室温度セレクト	9時位置
操縦室温度セレクト	9時位置
トリム・エア・スイッチ	オン
・ニューマティック・システム	
アイソレーション・バルブ・スイッチ	左：クローズ 右：オープン
エンジン・ブリード・エア・スイッチ	1, 2：オフ 3, 4：オン
・アンティ・アイス・システム	
ナセル・アンティ・アイス・スイッチ	すべて：オフ
ウイング・アンティ・アイス・スイッチ	オフ
・サーキット・ブレーカはハイドローリック・システムの一部のものが飛び出していただけであった。	

#### 2.13.2 No.2 エンジン燃料フィード・パイプ

No.2 エンジン燃料フィード・パイプは、主翼前縁内の主翼前方主桁ウェブILE S680付近の位置に結合されており、ウェブに沿って下に曲げられ、エンジン・パイロン・ストラット上部の構造材に沿って前方に伸びた後ストラット内に入り、No.2 エンジンに燃料を供給している。また、No.1 ジェネレータ・フィーダ・ケーブルが、燃料フィード・パイプが主桁ウェブに結合されている位置から約12センチメートル下側の位置で、当該パイプの直前をほぼ水平に横切るように配置されている。

燃料フィード・パイプは直径が約2インチ（約5センチメートル）、肉厚は0.035インチ（約0.9ミリメートル）で、材質はアルミニウム合金（AA規格6061-T4）である。外側表面には防錆処置が施されている。

ジェネレータ・フィーダ・ケーブルが横切っている後ろ側の位置で、同機の燃料フィード・パイプに長径が8.2ミリメートル、短径が5.4ミリメートルの大きさの孔があいていた。パイプの欠損（孔の面積×肉厚）は約28立方ミリメートルであった。また、孔の周辺部は防錆皮膜が擦り取られており、擦られた痕跡が残っていた。当該部分は長径が9.9ミリメートル、短径が7.1ミリメートルであった。No.2 エンジン燃料フィード・パイプの孔の生じた位置に貼られていた燃料フィード・パイプの識別テープ（材質：ガラス繊維）にもパイプの孔とほぼ同じ大きさの穴があいていた。

（付図6並びに写真1、3及び4参照）

### 2.13.3 No.1 ジェネレータ・フィーダ・ケーブル

当該ジェネレータ・フィーダ・ケーブルはボーイング社の材料規格であるBMS 13-35E (MIL規格W-7072) により製造されたもので、ケーブルの直径は12.15ミリメートル(約0.48インチ) で、導線はアルミニウム合金のより線であり、絶縁被覆はフルオロ・カーボンでコーティングしたポリイミド・テープを3層に重ね巻きしたもの〔厚さ約0.008インチ(約0.2ミリメートル)〕である。ジェネレータの定格は3相交流、115/200ボルト、400ヘルツ、90KVAである。ジェネレータ・フィーダ・ケーブルは、3本が束ねられた状態で主翼前縁内を通っており、クランプを介して主翼前方主桁の前方に取り付けられている。同機においては、No.2エンジン燃料フィード・パイプに孔が生じていた直前の位置(ILES680) でNo.1 ジェネレータ・フィーダ・ケーブルが損傷していた。損傷は3本のケーブルのうち、No.2エンジン燃料フィード・パイプに一番近いケーブルに生じたもので、絶縁被覆にポリイミド・テープの積層が明瞭に見られる楕円状の擦過痕を伴った損傷があり、アルミニウム合金の導線に空洞があった。損傷はNo.2エンジン燃料フィード・パイプと接触したことにより生じたものと認められた。導線の空洞は溶解によるものと認められ、放電した形跡を示していた。

導線の空洞の入口に当たる孔の大きさは、長径が7.9ミリメートル、短径が2.6ミリメートルであり、絶縁被覆の擦られた部分の大きさは、長径が13.3ミリメートル、短径が6.9ミリメートルであった。また、導線が溶解してできた空洞の部分の体積は約136立方ミリメートルであった。

(付図6並びに写真1、5及び6参照)

### 2.13.4 燃料フィード・パイプとジェネレータ・フィーダ・ケーブルの間隙

左主翼前縁内のNo.2エンジン燃料フィード・パイプとNo.1 ジェネレータ・フィーダ・ケーブルの間隙は6ミリメートルであった。ボーイング社の仕様書(No.D6-13053 Rev.L) によれば、燃料フィード・パイプとジェネレータ・フィーダ・ケーブルの間隙は最小2インチ(約50.8ミリメートル) とするが、実際の接触を防止するためケーブルを確実に保持するか又はこれを機械的に保護し、技術的な承認を得た場合はこの間隙の寸法を減ずることができると規定されている。

なお、反対側の右主翼前縁内のNo.3エンジンの燃料フィード・パイプとNo.4 ジェネレータ・フィーダ・ケーブルの間隙は8ミリメートルであったが、当該箇所には接触した形跡は認められなかった。また、同ケーブルを固定しているILES 680付近のクランプのうち内側のクランプはNo.3エンジン燃料フィード・パイプとの間隙を確保するために、長さ約15ミリメートルのスペーサが使用されてい

た。しかし、No.1 ジェネレータ・フィーダ・ケーブルのILES680付近の内側のクランプには同様のスペーサは使用されていなかった。

#### 2.13.5 No.2 エンジン燃料フィード・パイプ・クランプ

No.2 エンジン燃料フィード・パイプは、No.2 エンジン・パイロンに入る直前で、パイロン・ストラット上部の構造部材にクランプで固定されている。このクランプはキャップ（アルミニウム合金製）、スペーサ（アルミニウム合金製）、ボルト（鉄合金製）、ブロック（ラバー製）等から構成されている（付図6、7 参照）。

同機の当該クランプの外側のボルト・ヘッド部が破断していた。クランプの部品を目視及び走査電子顕微鏡等により観察した結果は次のとおりであった。

##### (1) 目視検査

###### ・ボルト1

ヘッド部が破断しており、破断面の中心部に約1.5ミリメートル×1.5ミリメートルの菱形状の平面があり、その周囲はざらざらした面であった。

ボルト(NAS1801-3-52)のグリップ部の直径は規格値の範囲内にあった。

###### ・ボルト2

グリップ部のメッキが熱により膨らんでいる以外特に損傷は認められなかった。

###### ・その他

ワッシャの一部には凹みが生じていた。

キャップ、スペーサ及びセルフ・ロック・ナットには特に損傷は認められなかった。

ブロックは焼損していた。

##### (2) 電子顕微鏡及びX線成分分析装置による調査

ボルト1の破断面全面をカドミウムが覆い、そのうち約3分の1は球状になっていた。特に中心部の菱形状の平面部の周囲に球状カドミウムが集中していた。

#### 2.13.6 火災発生エリアに装備されていたワイヤ・バンドル

左主翼前縁内の火災発生エリア(ILES630~693)にはジェネレータ・フィーダ・ケーブルの他にエンジン・コントロール、指示系統、主翼前縁フラップ、燃料システム、ニューマティック・システム、アンティ・アイス・システム、エンジン・オーバーヒート・センサ、エンジン・スラストリバーサ・センサ等を含む18系統のワイヤ・バンドルが装備されていた。

当該エリアのワイヤ・バンドルのうち10系統のワイヤ・バンドルの焼損が激しく、バンドル内のワイヤ間で短絡しているものが認められた。

## 2.14 その他必要な事項

### 2.14.1 客室与圧に関する運用限界

同社のボーイング式747-400型コックピット・オペレーティング・マニュアルには、同機の運用限界として、「離着陸時の際の客室圧力と外気圧の最大差圧は0.11psiとする」旨規定されている。

### 2.14.2 客室与圧システムのアウトフロー・バルブの操作手順

客室与圧システムのアウトフロー・バルブの操作手順について、コックピット・オペレーティング・マニュアルのエマージェンシ／アブノーマル手順の項には次のとおり記載されている。

#### (1) 客室高度のオート・コントロールが故障した場合の操作手順

客室高度のオート・コントロールが故障し、EICASに《CABIN ALT AUTO》コーション・メッセージが表示された場合、客室高度はマニュアル・コントロールされる。このときの操作手順は次のとおりである。

1. 左右のアウトフロー・バルブ・マニュアル・スイッチ：オン
2. 1つのバック・コントロール・セクタ：オフ
3. 適切な客室高度及び上昇・降下率約500フィート／分を維持するようアウトフロー・バルブ・マニュアル・コントロールを操作する。
4. 巡航中の推奨客室高度は次表に示すとおりである。

巡航高度(フライング・レベル)	推奨客室高度(フィート)
230以下	着陸飛行場の標高
260	2,000
300	4,000
350	6,000
400以上	8,000

5. 着陸準備：着陸パターン高度において、両アウトフロー・バルブをフル・オープンにすること。

#### (2) 緊急脱出時の手順

緊急脱出チェックリストには、パーキング・ブレーキをセットし、タワーに緊急脱出を行う旨連絡した後、「両アウトフロー・バルブが開いていることを確認する」手順が記載されている。

### 2.14.3 ボーイング社のサービス・レター及びサービス・ブリティン

本事故とは直接関係はないが、ボーイング社は次のようなサービス・レターとサービス・ブリティンを発行している。

#### 1. サービス・レターNo.747-SL-24-17-A(1990年7月27日付)

本サービス・レターはボーイング式747-400型機に適用するもので、外側と内側のエンジンの中でジェネレータ・フィーダ・ケーブル・クランプが破損し、フィーダ・ケーブルと構造部材が接触してフィーダ・ケーブルの絶縁被覆が摩耗し、アークが発生しジェネレータがトリップした事例があったため、クランプ突出部を上向きからサポート・プレートを介した下向きに変えて、クランプの曲がりや破損を防止することを推奨している。

なお、同機はサービス・レターに記載されている改修を左右の主翼について1991年1月25日に実施している。

#### 2. サービス・ブリティンNo.747-24-2170(1991年12月18日付)

上記のサービス・レターをサービス・ブリティン化したもので、内容はサービス・レターとほぼ同じである。

### 2.14.4 No.1 ジェネレータ・フィーダ・ケーブルの修理履歴

同機は、本事故の約1年前の1990年10月8日、飛行中にNo.1 ジェネレータ・トリップ《ELEC GEN OFF 1》及びNo.1 ジェネレータ・システム故障《ELEC GEN SYS 1》というEICASメッセージが表示され、点検の結果、No.1 ジェネレータ・フィーダ・ケーブルがNo.1 エンジンとNo.2 エンジンの間にある燃料給油パネル付近の位置で焼損しているのが発見された。この原因は、ジェネレータ・フィーダ・ケーブルを支持しているクランプ2個が破損したためフィーダ・ケーブルが構造部材と接触し、絶縁被覆が損傷してアークが生じたためであった。

同機は、同日ケーブルの切り継ぎ（スプライス）修理が行われ、クランプが新しいものと交換された。

## 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 セントラル・メインテナンス・コンピュータ（CMC）の記録

##### (1) セントラル・メインテナンス・コンピュータ

ボーイング式747-400型機には、セントラル・メインテナンス・コンピュータ（CMC）が搭載されており、EICASに表示されたメッセージ及びそれ

を表示させる原因となったコンポーネントの故障情報（フォールト・メッセージ）を記録している。CMCに記録されたEICASメッセージ及びフォールト・メッセージを出力させることにより、整備作業を行うにあたり運航中のシステム不具合の状況を把握することができる。

ノースウエスト航空会社のボーイング式747-400型機のエアクラフト・オペレーティング・マニュアル及びミニマム・イクウィップメント・リスト(MEL)では、各メッセージについて次のように説明している。

EICASメッセージはステータス、メモ及びアラートの3つに分けられる。

ステータス・メッセージは航空機の出発(dispatch)に影響を与える故障を示すものである。

メモ・メッセージは正常な航空機の形態あるいはシステムの状態について注意を与えるもので、故障を示すものではない。

アラート・メッセージはウォーニング、コーション及びアドバイザリの3つに分けられる。アラート・メッセージはプライマリのEICASディスプレイに表示される。

各メッセージの意味は次のとおりである。

ア. ウォーニング・メッセージは、最もプライオリティの高いアラート・メッセージで、メッセージ・リストの一番上に赤色で表示される。赤色のマスター・ウォーニング・ライトの点灯及びオーラル・アラート（ベル、サイレン又はボイス）を伴う。直ちに(immediate)運航乗務員の操作を必要とする。

イ. コーション・メッセージは、ウォーニング・メッセージの次にプライオリティの高いアラート・メッセージで、ウォーニング・メッセージの下にアンバー色で表示される。アンバー色のマスター・コーション・ライトの点灯及びオーラル・アラート（ビーパー又はボイス）を伴う。直ちに(immediate)運航乗務員が認識し、後に(future)操作を必要とする。

ウ. アドバイザリ・メッセージは、最もプライオリティの低いアラート・メッセージで、コーション・メッセージの下に一字分スペースを下げてアンバー色で表示される。運航乗務員が認識し、その後必要に応じて(possible future)操作を行う。

エ. メモ・メッセージは、運航乗務員の認識だけのため、航空機の形態、システムの状態の正常な現状を思い出させるもので、プライマリのEICASディスプレイに白色で表示される。



オ. ステータス・メッセージは、出発 (dispatch) に影響を与えるシステムの状態を示すもので、セコンダリの E I C A S ディスプレイに白色で表示される。ステータス・ディスプレイが選択されていない場合、プライマリの E I C A S ディスプレイに新しいステータス・メッセージがあることを示すステータス・キューが表示される。運航乗務員の操作を要するメッセージはアラート・メッセージとして表示されるので、離陸後表示されるステータス・メッセージは運航乗務員の操作を要せず報告が求められるのみである。

出発 (dispatch) に先立って表示されるアラート・メッセージ及びステータス・メッセージは、出発の可否 (dispatch capability) に影響を与える。これらのメッセージが表示される状況は飛行前に修正されるか、あるいはミニマム・イクウィップメント・リスト (M E L) に基づいて出発 (dispatch) の可否が決定されなければならない。

メンテナンス・メッセージは C M C により作られるが、E I C A S には表示されない。このメッセージは、システムの故障及び操縦室内の表示との関連を示す情報を提供するもので、操縦室内の C M C コントロール・ディスプレイ・ユニットに表示される。

注 F A A のボーイング式 747-400 型機の型式証明データ・シート (No. A20WE) によれば、各メッセージの意味は次のように定義されている。

ア. ウォーニング・メッセージは、運航乗務員が直ちに (immediate) 認識し、直ちに (immediate) 是正操作又は修正操作 (corrective or compensatory action) を行わなければならない航空機の運用又はシステムの状態を示すもの。

イ. コーション・メッセージは、運航乗務員が直ちに (immediate) 認識し、かつ迅速な (prompt) 修正操作 (compensatory action) を行わなければならない航空機の運用又はシステムの状態を示すもの。

ウ. アドバイザリ・メッセージは、運航乗務員がそのうち行う修正操作 (future compensatory action) を行うために、必要に応じ時宜を得て (timely if required) 認識しなければならない航空機の運用又はシステムの状態を示すもの。

エ. メモ・メッセージは運航乗務員が選定された通常状態の現状を把握するもので、特に手順に規定されていない限り認識する必要はなく、操作は必要ない。

オ. ステータス・メッセージは、地上整備要員及び運航乗務員が航空機の離

陸に先立ち出発（dispatch）の可否を決定するために必要な航空機の状態を示すもの。

カ． CMCメッセージは、地上整備要員が整備作業の際、航空機の故障を把握するための詳細な整備関連メッセージ。

## (2) CMCの記録

当該CMCには、飛行中同機に異常が発生したところから、成田空港に引き返し緊急脱出に際して同機の電源が切られるまでの間の各システムに発生した不具合のデータが記録されていた。また、それ以前の13レグの飛行で発生した不具合のデータも記録されていた。当該飛行に係る読み出されたデータには、6種類のコーション・メッセージ、13種類のアドバイザリ・メッセージ及び23種類のステータス・メッセージの計42種類のEICASメッセージが表示されたことが記録されていた。なお、ウォーニング・メッセージは、これが表示されるような不具合が発生しなかったため、記録されていなかった。

CMCに記録されていたコーション・メッセージ、アドバイザリ・メッセージ及びステータス・メッセージの記録をEICASに表示された順に時系列的にまとめたものを別表に示す。これらの各メッセージの表示時刻、表示条件及び故障状況は次表1～3に示したとおりである。

表の表示時刻は、最初に当該不具合の発生が記録された時刻である。また、故障状況欄の「HARD」は、当該不具合がエンジン停止フェーズが開始されるまで継続していたことを示し、「INT」は、当該不具合がエンジン停止フェーズが開始されるまでに一時的に正常な状態に戻ったことがあることを示している。

なお、エンジン停止フェーズは、地上でパーキング・ブレーキがセットされ、最後の燃料コントロール・スイッチがカットオフ位置にされたときに開始される。

表1 CMCに記録されていたコーション・メッセージ

EICASメッセージ	表示時刻 (UTC)	表示条件	故障状況
BLD DUCT LEAK L	09時21分	左主翼のブリード・ダクトからブリード・エアが漏れた場合	HARD
FLAPS PRIMARY	09時21分	フラップ・システムのハイドローリック/ニューマティック・モードが不作動になり、プライマリ・エレクトリック・モードになった場合	HARD
OVHT ENG 1 NAC	09時21分	エンジン・ナセル内でオーバーヒート状態が発生した場合	INT
FLAPS DRIVE	09時21分	フラップ・システムのプライマリ・エレクトリック・モードが不作動になった場合	HARD
>AUTOTHROT DISC	09時23分	オートスロットルが解除された場合	INT
>AUTOPILOT	09時23分	FMCの故障等により選択されたオートパイロット・システムが不作動になった場合	INT

表2 CMCに記録されていたアドバイザリ・メッセージ

EICASメッセージ	表示時刻 (UTC)	表 示 条 件	故障状況
ELEC DRIVE 1	09時21分	N o . 1 エンジン運転中、N o . 1 インテグレートッド・ドライブ・ジェネレータ ( I D G ) の油圧が低いか、又は油温が高い場合	I N T
ENG 1 FUEL VLV	09時21分	N o . 1 エンジンの燃料バルブ位置が選択位置と一致しない場合	H A R D
>FUEL JETT B	09時21分	B系統の燃料投棄システムが故障した場合	H A R D
ELEC GEN OFF 1	09時21分	N o . 1 エンジン運転中、N o . 1 ジェネレータ・サーキット・ブレーカ ( G C B ) がオープンした場合	H A R D
>JETT NOZZLE L	09時21分	左主翼の燃料投棄ノズル・バルブ位置が選択位置と一致しない場合	H A R D
NAI VALVE 1	09時21分	N o . 1 エンジン運転中、N o . 1 エンジン・ナセル・アンティ・アイス ( N A I ) ・バルブ位置が選択位置と一致しない場合	I N T
FUEL X FEED 1	09時22分	N o . 1 タンクの燃料クロスフィード・バルブ位置が選択位置と一致しない場合	H A R D
>FMC MESSAGE	09時23分	フライト・マネージメント・コンピュータ ( F M C ) に関するメッセージがあるという注意を与える場合	I N T
ENG 1 EEC MODE	10時31分	N o . 1 エンジンのエレクトロニック・エンジン・コントロール ( E E C ) がオルタネート・モードでコントロールされている場合	故障の継続状況は記録されない
>NO LAND 3	10時32分	オートパイロット3系統を使用する自動着陸が不可能な場合	H A R D
>BTL LO L ENG B	10時32分	左エンジン用Bシステム消火ボトルの圧力が低くなった場合	H A R D
ENG 2 FUEL VLV	10時34分	N o . 2 エンジンの燃料バルブ位置が選択位置と一致しない場合	H A R D
>BTL LO L ENG A	10時35分	左エンジン用Aシステム消火ボトルの圧力が低くなった場合	H A R D

表3 CMCに記録されていたステータス・メッセージ

EICASメッセージ	表示時刻(UTC)	表示条件	故障状況
FUEL SPAR VLV 1	09時21分	No.1 エンジンの燃料スパー・バルブ位置が選択位置と一致しない場合	HARD
NAI DUCT 1 LEAK	09時21分	No.1 エンジンのナセル・アンティ・アイス・ダクトからブリード・エアが漏れた場合。	INT
FLAP SYS MONITOR	09時21分	フラップ・コントロール・ユニット(FCU)又はフラップ位置センサが故障した場合	HARD
FUEL JETT B	09時21分	燃料投棄Bシステムが故障した場合	HARD
ELEC GEN SYS 1	09時21分	1. No.1 IDGが故障した場合 2. No.1 ジェネレータ・フィードが故障した場合 3. No.1 ジェネレータ・コントロール・ユニット(GCU)が故障又はオフになった場合 4. No.1 GCUへの28Vバックアップが故障した場合 5. No.1 GCUからNo.1 若しくはNo.2 バス・コントロール・ユニット(BCU)へのARINCバスが故障、又はNo.1 ジェネレータ・サーキット・ブレーカ(GCB)が故障した場合	HARD
ENG 1 OVHT LP B	09時21分	No.1 エンジンのナセル・オーバーヒート・ディテクタのループBによるオーバーヒートの検出、又はループBが故障の場合	HARD
ENG 1 EEC C1	09時21分	No.1 エンジンのEECにカテゴリ1(10日以内に修理を要する)の故障が発生した場合	故障の継続状況は記録されない
ADC LEFT	09時21分	左のADCが故障した場合	HARD
ADC RIGHT	09時21分	右のADCが故障した場合	HARD
BLEED ASCTU A	09時21分	ブリード・エア・サプライ・コントロール・アンド・テスト・ユニット(ASCTU)のチャンネルAが故障した場合	HARD

表3 (つづき)

EICASメッセージ	表示時刻(UTC)	表示条件	故障状況
FUEL QTY SYS	09時21分	燃料容量計のプロセッサが故障した場合	HARD
JETT NOZZLE L	09時21分	左主翼の燃料投棄ノズル・バルブ位置が選択位置と一致しない場合	HARD
LE MULT DRIVE	09時21分	1つ以上の前縁フラップ・ドライブが故障した場合	HARD
BLD DUCT LEAK L	09時21分	左主翼ブリード・ダクトからブリード・エアが漏れた場合	HARD
ELEC DRIVE 1	09時21分	No.1 エンジン運転中、No.1 IDGの油圧が低いか、又は油温が高い場合	INT
ENG 1 OVHT LP A	09時21分	No.1 エンジンのナセル・オーバーヒート・ディテクタのループAによるオーバーヒートの検出、又はループAが故障の場合	HARD
ANTI-ICE NAC 1	09時21分	No.1 エンジン・ナセル・アンティ・アイス(NAI)・バルブの位置が選択位置と一致しないか、又はNAIバルブのプレッシャ・レギュレータが故障した場合	INT
FUEL X FEED 1	09時22分	No.1 タンクの燃料クロスフィード・バルブ位置が選択位置と一致しない場合	HARD
ENG 1 EEC MODE	10時31分	No.1 エンジンのEECがオルタネート・モードでコントロールされている場合	故障の継続状況は記録されない
GROUND PROX SYS	10時31分	対地接近警報装置の故障または同装置に入力される関連情報に不具合が発生した場合	HARD
BTL LOW L ENG B	10時32分	左エンジン用Bシステム消火ボトルの圧力が低下した場合	HARD
FUEL SPAR VLV 2	10時34分	No.2 エンジンの燃料スパー・バルブの位置が選択位置と一致しない場合	HARD
BTL LOW L ENG A	10時35分	左エンジン用Aシステム消火ボトルの圧力が低下した場合	HARD

運航乗務員は、EICASに主なものとして《OVHT ENG 1 NAC》、《BLD DUCT LEAK L》、《FLAPS PRIMARY》、《FLAPS DRIVE》コーション・メッセージ、《ELEC GEN OFF 1》、《JETT NOZZLE L》アドバイザリ・メッセージが表示されたと述べており、これらのメッセージの表示は上述のとおりCMCの記録で確認された。しかし記憶は定かではないが、更に《CABIN ALT AUTO》、《STARTER CUTOFF》コーション・メッセージ、《BLEED 1 OVHT》、《FMC L》、《IDLE DISAGREE》、《OUTFLOW VALVE L,R》、《WAI VALVE L》アドバイザリ・メッセージといったメッセージもEICASに表示されたと運航乗務員は述べているが、これらはCMCには記録されていなかった。

### 3.1.2 D F D Rの記録

同機のD F D Rには114項目の飛行データと102項目のディスクリット信号（オン、オフのように2つの状態を持ち得る信号）が記録されていた。

D F D Rの主な記録は次のとおりであった。（付図8及び9参照）

#### (1) D F D Rの時刻

管制交信記録、CVR記録及びD F D Rに記録されたV H F送信機のキーイング信号のタイミングを比較調査した結果、D F D Rに記録されていた時刻は約17秒遅れていた。このため、D F D Rの時刻はすべてプラス17秒の補正を行った。

#### (2) 飛行概要

D F D Rに記録された飛行データによると、同機は09時04分41秒UTCに成田空港滑走路34から離陸後右旋回を行いほぼ東へ向かって上昇し、同22分UTCごろ高度約27,000フィートに達し、約2分間ほぼ水平に飛行した後高度を下げ、同31分UTCごろ高度約10,000フィートまで降下した。その後の左旋回の後西へ向かって約48分間水平飛行を行い、途中右回りに1回サーclingした後10時19分UTCごろ更に高度を下げ、同31分12秒UTCに成田空港滑走路34へ着陸、同33分55秒UTCに機体が停止した。

#### (3) 燃料投棄

燃料量の変化から、燃料投棄は09時31分UTCごろ開始され、10時23分UTCごろに終了したものと推定される。この間に搭載燃料は約167,000ポンド減少した。

着陸時の残燃料は約136,000ポンドであった。

#### (4) 客室圧力

離陸時の客室圧力は14.3 psia（絶対圧力、ポンド／平方インチ）で、同機の上昇とともに徐々に減少し、09時21分UTCごろ13.1 psiaとなり、その後同23分30秒UTCごろから大幅に圧力が減少し、同28分UTCごろ最低の

9.6 psia〔標準大気に換算したときの客室高度（以下カッコ内において「客室高度」という。）約11,300フィートに相当。〕の状態であった。客室高度の上昇率は一時約1,700フィート／分、次いで約1,100フィート／分となった。09時28分UTCごろから客室圧力は増加に転じ、同43分UTCごろ16.8 psia（客室高度約マイナス3,800フィートに相当）に達するまで増加を続け、客室高度の降下率は約1,500フィート／分、次いで一時1,700フィート／分となった。09時43分UTC以降10時31分UTCに着陸するまでの間、客室圧力は17 psia前後で数回小幅な上下の変動を繰り返し、着陸した10時31分UTCには17.0 psia（客室高度約マイナス4,000フィートに相当）であった。緊急脱出が指示された10時36分UTCごろは16.8 psia（客室高度約マイナス3,800フィートに相当）が記録されていた。

飛行中、客室圧力が異常に減少した09時26分46秒UTCから同29分31秒UTCの間に客室高度警報装置の作動が記録されていた。

[注] 客室高度警報装置は客室高度が10,000フィートを超えると作動する。

(5) スティック・シェーカの作動

09時23分40秒UTCから同24分19秒UTCまでの間にスティック・シェーカが5回作動したことが記録されていた。そのときのCASは255、253～246、245～246、249～250、257～258ノットであった。また、同機の重量は約804,000ポンド、フラップ上げ、高度は27,000～26,000フィートの間であった。

(6) 客室与圧システムの作動状況

離陸時はNo.1エアコン・パックのみをオンとし、09時07分UTC以降は3系統すべてのエアコン・パックをオンとして上昇飛行を行っていた。その後、同22分10秒UTCにNo.2エアコン・パックが、次いで同23分37秒UTCにNo.1エアコン・パックがオフにされた。No.2エアコン・パックは同42分10秒UTCに再びオンにされた。No.1エアコン・パックはその後DFDRの記録が終了するまでオフの状態であった。

(7) エンジン火災及びエンジン・オーバーヒートの記録

当該飛行に係るDFDRにはエンジン火災が検出された記録はなかった。エンジン・オーバーヒートに関しては、09時22分05秒UTCからDFDRの記録が終了するまでの間、No.1エンジン・オーバーヒートの検出が記録されていた。

(8) エンジンの作動状況

各エンジンは、離陸してから09時22分UTCごろまで正常に作動していた



ことが記録されていた。その後N o . 1 エンジンの回転数の記録によると09時22分UTCごろから同30分UTCごろまではほぼアイドル状態であったが、一時出力が増加し、再びアイドル状態になった。09時34分UTCごろから同47分UTCごろまで他の3基のエンジンと同じように推力として使用され、その後はアイドル状態が続き、着陸前に若干推力として使用され、10時32分14秒UTCに燃料流量がゼロになった。N o . 1 エンジンのスラスト・リバーサが使用された記録はなかった。

スラスト・リバーサ・ディスクリット信号の記録によると、N o . 1 エンジンのリバーサは、09時21分36秒UTCからDFDRの記録が終了するまでイン・トランジット状態となっていた。

一方、N o . 2 ～ N o . 4 エンジンの回転数の記録によると、高度約27,000フィートではほぼ水平飛行を行っている09時23分UTCごろ、一時アイドル状態となり、2回ほど大きく出力の増減が見られ、再びアイドル状態が09時30分UTCごろまで続いたが、その後は着陸するまで正常に作動していた。10時31分UTCごろN o . 2 及びN o . 3 エンジンのスラスト・リバーサが使用され、またN o . 4 エンジンのスラスト・リバーサは推力がほぼアイドル状態で使用されていた。N o . 2 エンジンは10時34分27秒UTC、N o . 3 エンジンは同36分11秒UTC、N o . 4 エンジンは同36分12秒UTCに燃料流量がゼロになった。

#### (9) オートスロットルの作動状況

オートスロットルは当該飛行中に、09時24分01秒UTCから約11分間、同35分35秒UTCから約3分間、同40分46秒UTCから約38分間ディスコネクトの状態であった。

#### (10) オートパイロットの作動状況

3系統（レフト、センター、ライト）あるオートパイロットのうち、センターは09時22分32秒UTCから約3分間、同31分04秒UTCから約1分間その後同38分10秒UTCから着陸直前までの約53分間エンゲージドの状態であった。オートパイロットのレフト及びライトはともに10時24分14秒UTCから同機が着陸直前までの約7分間エンゲージドの状態であった。

#### (11) ウイング・アンティ・アイスの作動状況

同機が高度約27,000フィートに達する直前の09時21分31秒UTCからDFDRの記録が終了するまでウイング・アンティ・アイスはオンの状態であった。

### 3.1.3 C V Rによる緊急脱出の記録

C V Rの記録によれば、10時35分40秒UTCごろN o . 2エンジンの消火措置が行われ、客室乗務員に対し緊急脱出の準備（EASY VICTOR）が指示され、同35分50秒UTCごろ乗客に対し「機体の右側から緊急脱出」が客室放送装置で指示された。続いてその他のエンジンが停止され、緊急脱出チェックリストの読み上げが行われた。

なお、運航乗務員によれば、アウトフロー・バルブのマニュアル・コントロール時の着陸パターン高度における手順である両アウトフロー・バルブをフル・オープンにする操作を行ったとのことであるがC V Rの記録からは確認できなかった。また、緊急脱出チェックリストの「アウトフロー・バルブがオープンであることの確認」の手順についても副操縦士による読み上げは記録されているが、「オープン」を確認した旨の音声は記録されていなかった。

### 3.1.4 ジェネレータ・フィーダ・ケーブルと燃料フィード・パイプの溶損

ジェネレータ・コントロール・ユニット（G C U）にはインテグレートッド・ドライブ・ジェネレータ（I D G）（定格：3相交流、115／200ボルト、400ヘルツ、90KVA）のインプット・スピード、I D Gの周波数及び電圧、並びに発電機出力側とA C電源バス側の間の差電流を検出してそれらの値が規定値を外れた場合、次の3つの方法のいずれか、またはそれらを組み合わせた方法により、異常な電源系統と正常な電源系統との分離を行う保護回路が組み込まれている。

- (1) ジェネレータ・コントロール・リレー（G C R）が作動し、励磁電流を遮断することにより、該当するI D Gの発電を停止する。
- (2) ジェネレータ・サーキット・ブレーカ（G C B）が作動して、該当するI D Gと電源が供給されるA C電源バスを切り離す。
- (3) バス・タイ・ブレーカ（B T B）が作動して、該当するA C電源バスとその他のA C電源バスを切り離す。

N o . 1ジェネレータ・フィーダ・ケーブルの絶縁被覆が損傷してN o . 2エンジン燃料フィード・パイプに接触すると、N o . 1 I D Gの発電出力は電氣的に短絡することとなる。

I D G側とA C電源バス側の間で差電流が設定値の $20 \pm 5$ アンペアを超え、設定時間 $20 \pm 5$ ミリ秒を超えると50ミリ秒以内にG C Uの保護回路がG C Rを作動させ、N o . 1 I D Gの励磁電流を遮断して発電を停止するとともに、50ミリ秒以内にG C Bを作動させ、N o . 1 I D GをN o . 1 A C電源バスから分離する（差電流保護機能）。しかし、C M Cには同保護回路の差電流保護機能が作動した

記録はなかった。

N o . 1 I D G のインプット・スピードが  $4,525 \pm 125$  rpm 以下に低下し、これが一定時間(最大  $150 \pm 50$  ミリ秒) 継続すると、N o . 1 I D G の G C B を作動させ、N o . 1 A C 電源バスを切り離す(アンダー・スピード保護機能)。《ELEC GEN OFF 1》アドバイザリ・メッセージを表示させる原因となったコンポーネント又はワイヤの故障を表す C M C フォールト・メッセージには、同保護機能が作動したことが記録されていた。

短絡により発生したアークの電流は約  $1,500$  アンペアと推定され、このアークが  $20$  ミリ秒持続すると、理論的にはアークの両端部(アークがジェネレータ・フィーダ・ケーブル及び燃料フィード・パイプに接する部分)において、ジェネレータ・フィーダ・ケーブル及び燃料フィード・パイプの材質であるアルミニウム合金を、各々約  $30$  立方ミリメートル溶損することが可能なエネルギーを発生するものと推算される。

また、2.13.2項及び2.13.3項で述べたとおり、同機の燃料フィード・パイプ及びジェネレータ・フィーダ・ケーブルの溶損量は各々  $28$  立方ミリメートル及び  $136$  立方ミリメートルであり、差電流保護が機能する時間 ( $20 \pm 5$  ミリ秒) より短い持続時間のアークが数回(合計  $100$  ミリ秒程度) 発生すると、これらを十分溶損できるエネルギーが発生するものと考えられる。ジェネレータ・フィーダ・ケーブルに比べ燃料フィード・パイプの溶損量が少なかったのは、同パイプの肉厚が約  $0.035$  インチと薄く、また同パイプの中を低温の燃料が常時流れていたことによるものと推定される。

なお、雷のような高電圧が引き金となってアークが生じることが考えられるが、2.13.3項で述べたとおり、同機のジェネレータ・フィーダ・ケーブルの絶縁被覆の損傷した孔のまわりに、このようなアークでは形成されることがないポリイミド・テープの積層が明瞭に見られる擦過痕が楕円状に残っていたことから、同ケーブルのアークによる溶損は雷が引き金となったものではないものと推定される。

以上のことから N o . 1 ジェネレータ・フィーダ・ケーブルと N o . 2 燃料フィード・パイプの溶損の経緯は次のように推定される。

- (1) N o . 1 ジェネレータ・フィーダ・ケーブルと N o . 2 燃料フィード・パイプが擦れて絶縁被覆を損傷し、両者が電氣的に短絡した。
- (2) N o . 1 ジェネレータ・フィーダ・ケーブルと N o . 2 燃料フィード・パイプの間で差電流保護が機能する時間 ( $20 \pm 5$  ミリ秒) より短い持続時間のアークが数回発生した。
- (3) 数回発生したアークにより N o . 1 ジェネレータ・フィーダ・ケーブル及び N o . 2 燃料フィード・パイプが溶損した。

- (4) 擦れ及びその結果として発生したアークによりN o . 2 燃料フィード・パイプに孔があき燃料が流出してアークが発火源となり流出燃料に引火、当該エリアで火災が発生した。
- (5) 火災が発生したエリアに装備されたN o . 1 I D Gのインプット・スピード検出用のワイヤが焼損し、保護回路はインプット・スピードが低下したものと判断、アンダー・スピード保護機能が働きN o . 1 I D GとN o . 1 A C電源バスを切り離した。
- (6) G C Bが作動し、E I C A Sに《ELEC GEN OFF 1》アドバイザリ・メッセージが表示された後、N o . 1 ジェネレータ・スイッチはコックピット・オペレーティング・マニュアルの手順に従ってリセット操作（スイッチを一旦「オフ」、次いで「オン」）が行われたものと思われる。その後も当該E I C A Sメッセージが表示されていたが、このような場合の手順はマニュアルに設定されていなかった。このため、N o . 1 ジェネレータ・スイッチはリセット操作でオンにされたままとなっていたため、N o . 1 I D Gのコントロール・ワイヤは機能しており、N o . 1 I D Gは発電を続け、差電流保護機能が作動しない程度の持続時間のアークが繰り返し発生し、N o . 1 ジェネレータ・フィード・ケーブルとN o . 2 燃料フィード・パイプの溶損が進行した。

### 3.1.5 燃料フィード・パイプ及び電気系統ケーブルの装備に関する設計基準

- (1) 同機に適用されている米国連邦航空局（F A A）の設計基準（連邦規則タイトル14第1章第25部：輸送カテゴリ飛行機の耐空性基準）（以下「F A R」という。）のうち、燃料フィード・パイプ及び電気系統ケーブルの装備に関する主な設計基準は次のとおりである。

#### ア．燃料フィード・パイプ

- ・ FAR25.993(a)及び(b)項

(a) 燃料配管は、過度な振動を受けないように及び燃料圧力と加速度のある飛行状態で受ける荷重に耐えるように装備し、かつ、支持しなければならない。

(b) 相対運動をするおそれのある機体部分との間を連結する燃料配管は可撓性を有しなければならない。

#### イ．電気系統ケーブル（電気装備品及び電気装備）

- ・ FAR25.1353(a)及び(b)項

(a) 電気装備品、操作装置及びワイヤリングは、一部品又は部品からなるシステムの作動が、安全な運用に必須な他の電気部品又はシステムの同時作動に有害な影響を及ぼすことのないように装備しなければならない。

- (b) ケーブルは、大電流を通じているケーブルに故障を生じた場合、必須回路の損傷をできるだけ避けるために、まとめ(grouped)、配置し(routed)、かつ、間隔を置かなければ(spaced)ならない。

ウ．電気系統ケーブル（可燃性流体の火災防止並びに電気系統の火災及び発煙防止）

・ FAR25.863(a)及び(b)項

- (a) 可燃性流体系統からの漏洩により可燃性の流体又は蒸気が流れ込むおそれのある区域には、これらの流体又は蒸気の引火のおそれ及び引火した場合に起こる危険を最小にするための設備を設けなければならない。

- (b) (a)項への適合は、計算又は試験によって証明しなければならない。このとき次の各項を考慮しなければならない。

1) (略)

2) (略)

3) 電気系統の不具合、装備品の過熱及び防火装置の不具合を含め、考えられる引火源。

・ FAR25.1359(c)項

[注] 本基準は、胴体内に装備する場合に適用されるものであり、主翼内に装備する場合に適用されるものではない。

- (c) 胴体内のメイン・パワー・ケーブル(ジェネレータ・ケーブルを含む。)は適度な変形と伸びがあっても破損することのないように設計されていなければならない。かつ、次の1)又は2)項の規定に適合しなければならない。

1) 可燃性流体を通す配管から隔離(isolated)されていること。

2) 通常の絶縁の上に更に電氣的に絶縁された可撓管(conduit)又はこれと同等のものによって被覆されていること。

エ．装備品、システム及び装備

・ FAR25.1309(a)項

- (a) 本規定において、機能が要求されている装備品、システム及び装備(installations)は、予想されるすべての運用条件下において、所要の機能を発揮するように設計し、かつ装備しなければならない。

- (2) F A A の輸送カテゴリ飛行機の耐空性基準に関する指針である現行のアドバイザリ・サーキュラの N o . 2 5 - 1 6 「電氣的故障並びに火災防止及び防護」(1991年4月5日付)には、電気系統の装備について次のような設計指針が記載されている。

ア．擦れを防止するため、ワイヤ及びバンドルは単一不具合（例えば単一のクランプあるいは単一のクランプ・ファスナの不具合）後も十分構造及び他の

部品との間隔 (spacing) を確保できるよう配置 (routing) し固定して装備すること。

イ．ワイヤは、機体外板と燃料配管との間を通さないこと。

ウ．胴体下面、着陸装置の上、主翼前縁部の燃料漏れのおそれのある箇所、又は可燃性流体の配管もしくはタンクに隣接する箇所にワイヤを通すことは避けること。

エ．燃料などの可燃性流体を含むタンク、配管又はコンポーネントに、短絡、絶縁被覆の損傷による電氣的故障が生じないようにすること。これには、最大電力及び危険を生じるおそれのある部分との物理的 (physical) 又は空間的 (spatial) 分離 (separation) を考慮すること。

オ．大電流を通すケーブルは、電氣的故障により危険を生じるおそれのある部分と、物理的 (physical) に又は空間的 (spatial) に分離 (separation) すること。燃料タンク内、燃料タンク近傍、エンジン・ナセル又はパイロン内等の十分な分離が困難な箇所は、防護壁 (barrier) 若しくは可撓管 (conduit) 又は同等のものを取り付けること。

## 3.2 解析

### 3.2.1 No.1 ジェネレータ・フィーダ・ケーブル及びNo.2 エンジン燃料フィーダ・パイプの損傷

ジェネレータ・フィーダ・ケーブルと燃料フィーダ・パイプは、両者の損傷状況から、互いに接触して擦られ、ケーブルの絶縁被覆が損傷しアークが発生したものと推定される。3.1.4項で述べたように、燃料フィーダ・パイプには擦れ及びアークによるものと思われる損傷が生じており、また、ジェネレータ・フィーダ・ケーブルにもアークによると思われる空洞が生じていた。

2.13.4項で述べたとおり、事故後ジェネレータ・フィーダ・ケーブルと燃料フィーダ・パイプの間隙を測定したところ6ミリメートルであった。間隙が2.13.4項に述べたボーイング仕様書 (No.D6-13053Rev.L) を下回っていたのは、同機の製造時からのものか、又は2.14.4項で述べたフィーダ・ケーブルの損傷修理作業によるものかは明らかではない。なお、右主翼の対応する位置の間隙は8ミリメートルであった。

同機のジェネレータ・フィーダ・ケーブルと燃料フィーダ・パイプの間隙が狭かったため、飛行中の主翼のたわみ及びジェネレータ・フィーダ・ケーブルの振動により両者は互いに接触し、擦れが生じたものと推定される。また、機体の振動、エンジン・パイロンの振動による燃料フィーダ・パイプの振動の関与も考えられる。

なお、N o . 2 エンジンのパイロン・ストラット上部にある燃料フィード・パイプ・クランプ・ボルトのヘッド部が破断していたが、これは3.2.3項で述べるとおり、火災の影響によるものと考えられる。

### 3.2.2 火災発生経緯

同機のN o . 2 エンジン燃料フィード・パイプ及びN o . 1 ジェネレータ・フィーダ・ケーブルが接触し互いに擦れ、絶縁被覆が損傷して燃料フィード・パイプとジェネレータ・フィーダ・ケーブルの間にアークが発生した。N o . 2 エンジン燃料フィード・パイプはアークにより、あるいはケーブルとの擦れも関与して孔が生じ、燃料が流出し、これにアークにより引火したものと推定される。この際に左主翼前縁内 (ILES630~693) に装備されていたワイヤ・バンドルが焼損し、短絡または断線してE I C A S に《ELEC GEN OFF 1》アドバイザリ・メッセージを含む各種システム不具合発生のメッセージが表示されたものと推定される。N o . 1 ジェネレータは一旦はオフにされたものの、リセット操作でオンにされたままとなっていたため発電を続け、アークは繰り返し発生したものと推定される。

火災は左主翼前縁内(ILES630~693)だけに発生したものと認められる。当該部分の主翼下面にある2.5 psiの差圧で外れるブローアウト・パネルが脱落していることが確認されたが、成田空港の敷地内では当該パネルは発見されなかった。当該ブローアウト・パネルは、09時21分UTCごろ飛行中に火災が発生し、左主翼前縁内の圧力が高まったときに外れたものと推定される。

火災発生時の高度は約26,000フィート、C A S は約300ノットと推定されるが、火災は大規模なものに発展しなかったものと推定される。これはブローアウト・パネルが外れて流入した空気流により火災が吹き消されたことによるものと推定される。

同機は10時31分UTCごろ成田空港に着陸したが、着陸滑走中の同32分UTCごろ左主翼前縁内で火災が発生したものと認められる。これは、同機が着陸滑走中、速度の減少とともに流入する空気流が少なくなり、ジェネレータ・フィーダ・ケーブルまたは飛行中の火災により損傷したワイヤ・バンドルが短絡して発生する火花あるいはアークにより、流出燃料に引火して火災が発生したものと推定される。この火災によりN o . 2 エンジン・パイロン・ストラット上部の構造部材とともにILES630~693の間に装備されているワイヤ・バンドルが損傷し、アルミニウム合金製の左エンジン消火用配管が溶損したものと推定される。運航乗務員は、「左エンジン火災」の連絡をタワーから受け、N o . 1 エンジンに不具合があると思っていたため、同エンジンを停止するとともに消火措置を行ったと述べているが、消火用ガスは溶損していた配管から火災エリアに放出され、一旦鎮火したものと推定される。

しかし、燃料の流出は継続し、火花あるいはアークも発生しており、10時35分UTCごろ誘導路で停止したとき再度火災が発生したものと推定される。同機を追走していた消防車は火災エリアに消火剤の放射を行い火災の鎮火にあたった。運航乗務員は、タワーからNo.2エンジン火災発生連絡を受け、更に同エンジンの火災も認められたことから、No.2エンジンの停止措置及び消火措置を行ったと述べているが、このときも溶損していた配管から消火用ガスが火災エリアに放出されたものと認められる。この結果、火災は直ちに鎮火したものと推定される。

火災は一旦鎮火したが、緊急脱出が行われ、同機が駐機場にけん引された後、乗客の荷物等をおろすため、同社の整備士が、燃料フィード・パイプから燃料が漏れていないことを確認し、当該エリアを水洗いした後No.1及びNo.2エンジン関係の操縦室内のサーキット・ブレーカを抜き、13時01分UTCごろ同機に外部電源を入れたところ、燃料フィード・パイプの孔から燃料が流出し火災が発生した。これは、左主翼の燃料タンクのブースタ・ポンプ・スイッチが「オン」になっていたためブースタ・ポンプが作動したこと及びNo.2エンジンの燃料スパー・バルブのワイヤが火災により焼損し、一旦閉じた後再度開いたか、又は完全に閉じなかったことにより、燃料フィード・パイプの孔から燃料が流出し、焼損したワイヤ・バンドルがショートして発生した火花がこれに引火したことによるものと推定される。

### 3.2.3 No.2エンジン燃料フィード・パイプ・クランプの破損

2.3.2項及び2.13.5項で述べたとおり、調査時No.2エンジン燃料フィード・パイプ・クランプの2本のボルトのうち外側のボルト・ヘッド部が破断しているのが認められた。この破断面の電子顕微鏡及びX線成分分析装置による調査の結果、破断面全体がカドミウムで覆われていた。また、破断箇所には伸び変形はなく、破断面には静的破壊を生じた際に見られるディンプルはほとんど認められなかった。

火災によりボルトに施されていたカドミウム・メッキが溶解するだけの熱を受け、スパーサ（アルミニウム合金製）とボルト（鉄合金製）の熱膨張率の相違からボルトに熱膨張による引っ張り応力が加わり、カドミウム脆性が生じて伸び変形を伴わずに破断したものと考えられる。溶解したカドミウムはボルト破断後、その破断面に付着したものと考えられる。

また、3.2.2項で述べたとおり飛行中は大規模な火災は発生しなかったものと推定され、ボルト・ヘッド部が熱を受けて破断したのは、着陸後の火災の際であったものと考えられる。



### 3.2.4 CMCに記録されていたEICASメッセージ

3.1.1項で述べたCMCに記録されていた各種EICASメッセージが表示された原因については、次のとおり推定される。

- (1) 大部分のEICASメッセージの表示原因は、左主翼前縁内(ILES630~693)の火災に起因するシステムのワイヤの焼損によるものと推定される。これらのメッセージは、ワイヤ焼損によるフォールス信号により表示されたものが大半であり、不具合は実際には発生しなかったものと推定されるが、ワイヤの焼損により実際にシステムに不具合が生じたものも含まれていたと推定される。
- (2) CMCには、事故の13回前の飛行から、1回前の飛行の間に延べ43回ものFMCに関する不具合が発生していたことが記録されていたが、整備記録にはこれらの不具合に対して是正措置が取られた記録はなかった。本事故の飛行でも、それまでと同様の一時的な不具合がFMCに発生し、オートスロットル及びオートパイロット関係のEICASメッセージが表示されたものと推定される。なお、FMCからEECへ行く出力バス・ワイヤが火災により焼損してショートしてもこのメッセージは表示される。
- (3) エンジンの消火システムのメッセージは、エンジンの消火措置が実施されたことによるものと推定される。

以上述べたEICASメッセージの推定表示原因及び該当システムの推定不具合を各メッセージ毎にまとめ、次表4～6に示す。推定表示原因欄のA、B及びCの記号は、それぞれ上述の(1)、(2)及び(3)項に対応する。

表4 CMCに記録されていたコーション・メッセージの推定表示原因及び推定不具合

EICASメッセージ	表示時刻 (UTC)	推定表示原因	推 定 不 具 合
BLD DUCT LEAK L	09時21分	A	ワイヤ焼損によりブリード・エアの漏れのフォールス信号が発生。
FLAPS PRIMARY	09時21分	A	ワイヤ焼損により前縁フラップのプライマリ・ニューマティック・モードが不作動となりプライマリ・エレクトリカル・モードに切り替わり。
OVHT ENG 1 NAC	09時21分	A	ワイヤ焼損によりNo.1 エンジン・ナセル内のオーバーヒートのフォールス信号が発生。 (INT)
FLAPS DRIVE	09時21分	A	ワイヤ焼損により前縁フラップのプライマリ・エレクトリカル・モードが不作動。
>AUTOTHROT DISC	09時23分	B	FMCの一時的不具合により、FMCがリシンクロ・モードに入ったため。 (INT)
>AUTOPILOT	09時23分	B	FMCの一時的不具合により、FMCがリシンクロ・モードに入ったため。 (INT)

表5 CMCに記録されていたアドバイザリ・メッセージの推定表示原因及び推定不具合

EICASメッセージ	表示時刻 (UTC)	推定表示原因	推 定 不 具 合
ELEC DRIVE 1	09時21分	A	ワイヤ焼損によりNo.1 IDGの油圧低下又は油温上昇のフォールス信号が発生。(INT)
ENG 1 FUEL VLV	09時21分	A	ワイヤ焼損によりNo.1 エンジン燃料スパー・バルブ作動のフォールス信号が発生。
>FUEL JETT B	09時21分	A	ワイヤ焼損により燃料投棄システムのB系統が不作動。
ELEC GEN OFF 1	09時21分	A	No.1 IDGのインプット・スピード検出用のワイヤ焼損によりインプット・スピード低下のフォールス信号が発生、保護回路が作動してNo.1 IDGとNo.1 AC電源バスを分離。
>JETT NOZZLE L	09時21分	A	ワイヤ焼損により左主翼の燃料投棄ノズル・バルブ作動のフォールス信号が発生。その後の燃料投棄の際は、バルブ不作動。
NAI VALVE 1	09時21分	A	ワイヤ焼損によりNo.1 エンジン・ナセル・アンティ・アイス・バルブ作動のフォールス信号が発生。(INT)
FUEL X FEED 1	09時22分	A	ワイヤ焼損によりNo.1 タンク燃料クロスフィード・バルブ作動のフォールス信号が発生。
>FMC MESSAGE	09時23分	B	FMCの一時的不具合により、FMCがリシンクロ・モードに入ったため。(INT)
ENG 1 EEC MODE	10時31分	A	ワイヤ焼損によりNo.1 エンジンEECのプライマリ・モードが不作動になりオルタネート・モードに切り替わり。
>NO LAND 3	10時32分	A	FMCからEECへ行くワイヤ焼損によるフォールス信号が発生。
>BTL LO L ENG B	10時32分	C	左エンジン用Bシステムの消火ボトル使用。 (システムの不具合ではない。)
ENG 2 FUEL VLV	10時34分	A	ワイヤ焼損により燃料スパー・バルブ及び燃料メタリング・ユニットのシャットオフ・バルブが誤作動。
>BTL LO L ENG A	10時35分	C	左エンジン用Aシステムの消火ボトル使用。 (システムの不具合ではない。)

表6 CMCに記録されていたステータス・メッセージの推定表示原因及び推定不具合

EICASメッセージ	表示時刻 (UTC)	推定表示原因	推 定 不 具 合
FUEL SPAR VLV 1	09時21分	A	ワイヤ焼損により燃料スパー・バルブ作動のフォールス信号が発生。
NAI DUCT 1 LEAK	09時21分	A	ワイヤ焼損によりNo.1エンジンのナセル・アンティ・アイス・ダクトからブリード・エア漏れのフォールス信号が発生。(INT)
FLAP SYS MONITOR	09時21分	A	ワイヤ焼損によりフラップ・コントロール・ユニット又は前縁フラップ位置センサ故障のフォールス信号が発生。
FUEL JETT B	09時21分	A	ワイヤ焼損により燃料投棄システムのB系統不作動。
ELEC GEN SYS 1	09時21分	A	ワイヤ焼損により、No.1 IDGのインプット・スピード低下、IDGの油圧低下、油温センサ故障のフォールス信号が発生。
ENG 1 OVHT LP B	09時21分	A	ワイヤ焼損によりNo.1エンジン・オーバーヒートのフォールス信号が発生。
ENG 1 EEC C1	09時21分	A	ワイヤ焼損によりEECにカテゴリ1の故障が発生。
ADC LEFT	09時21分	A	EECへのADC #3出力バスのワイヤ焼損によりADC故障のフォールス信号が発生。
ADC RIGHT	09時21分	A	同上
BLEED ASCTU A	09時21分	A	ワイヤ焼損によりブリード・エア・サプライ・コントロール・アンド・テスト・ユニット (ASCTU) のチャンネルA故障のフォールス信号が発生。
FUEL QTY SYS	09時21分	A	ワイヤ焼損により燃料容量計システム故障のフォールス信号が発生。

表6 (つづき)

EICASメッセージ	表示時刻 (UTC)	推定表示原因	推 定 不 具 合
JETT NOZZLE L	09時21分	A	ワイヤ焼損により左主翼の燃料投棄ノズル・バルブ故障のフォールス信号が発生。その後の燃料投棄の際はバルブ不作動。
LE MULT DRIVE	09時21分	A	ワイヤ焼損により前縁フラップ・ドライブ故障のフォールス信号が発生。
BLD DUCT LEAK L	09時21分	A	ワイヤ焼損によりブリード・エア漏れのフォールス信号が発生。
ELEC DRIVE 1	09時21分	A	ワイヤ焼損により I D G の油圧低下又は油温が上昇のフォールス信号が発生。( I N T )
ENG 1 OVHT LP A	09時21分	A	ワイヤ焼損により N o . 1 エンジン・オーバーヒートのフォールス信号が発生。
ANTI-ICE NAC 1	09時21分	A	ワイヤ焼損により N o . 1 エンジン N A I バルブ又は N A I プレッシュャ・レギュレータ故障のフォールス信号が発生。( I N T )
FUEL X FEED 1	09時22分	A	ワイヤ焼損により N o . 1 タンク燃料クロスフィード・バルブ故障のフォールス信号が発生。
ENG 1 EEC MODE	10時31分	A	ワイヤ焼損により N o . 1 エンジン E E C のプライマリ・モードが不作動になりオルタネート・モードに切り替わり。
GROUND PROX SYS	10時31分	A	対地接近警報システムに誤ったフラップ位置情報が送られたため。
BTL LOW L ENG B	10時32分	C	左エンジン用 B システムの消火ボトル使用。 (システムの不具合ではない。)
FUEL SPAR VLV 2	10時34分	A	ワイヤ焼損により燃料スパー・バルブ及び燃料メタリング・ユニットのシャットオフ・バルブ誤作動。
BTL LOW L ENG A	10時35分	C	左エンジン用 B システムの消火ボトル使用。 (システムの不具合ではない。)

### 3.2.5 客室与圧システムの不具合

#### (1) 客室与圧のオート・コントロール不動作

3.1.1項で述べたとおり、CMCには09時21分UTCごろから機体の電源が切られるまで、左右のエア・データ・コンピュータ(ADC)が故障したことを示すステータス・メッセージの表示が記録されていた。このメッセージは、左主翼前縁内で発生した火災によりADCからEECへ行く#3バスのワイヤが焼損しショートしたことにより表示されたものと推定される。この影響により、客室与圧システムのオート・コントロールが不動作となり、EICASに、運航乗務員が述べていた《CABIN ALT AUTO》コーション・メッセージが表示されたものと推定される。しかし、このメッセージは、オート・コントロールを行うキャビン・プレッシャ・コントローラ(CPC)自体の故障ではなかったためCMCに記録されなかったものと推定される。

09時21分UTCごろ、EICASには更に《BLD DUCT LEAK L》、《OVHT ENG 1 NAC》のコーション・メッセージが表示され、運航乗務員はブリード・アイソレーション・バルブを「オフ」、No.1及びNo.2エンジン・ブリード・エア・スイッチを「オフ」にしたものと推定され、更にNo.1及びNo.2エアコン・パックが「オフ」にされたことがDFDRに記録されていた。

09時21分UTCごろまではキャビン・プレッシャ・コントローラはエアコン・パック3台作動に対応したアウトフロー・バルブの開度で流出空気量を調整して客室与圧を調整していたが、オート・コントロールが不動作となった時点で同バルブはその位置で停止したものと推定される。このときNo.1及びNo.2エアコン・パックがオフにされ、1パック・オペレーションになったため、流入空気量が減少し、流出空気量の方が多くなり、客室圧力は減少、客室高度は上昇し始めたものと推定される。運航乗務員はこの異常に気が付き同機を降下させ、アウトフロー・バルブをマニュアルで操作を行ったが、客室圧力は減少を続け客室高度警報が作動した。

09時28分UTCごろアウトフロー・バルブはマニュアルで閉じられたものと推定され、この直後から客室圧力は増加、客室高度は降下に転じた。同42分UTCごろにはNo.2パックが再び「オン」とされたため客室高度の降下率は更に大きくなったものと思われる。

この後、客室圧力の増加はなくなったが、これはアウトフロー・バルブの開度がマニュアルで調整されたことによるものと推定される。09時43分UTCごろ以降、客室圧力は17 psia〔標準大気状態に換算したときの客室高度(以下かつこ内において「客室高度」という。)約マイナス4,000フィートに相当。〕前後で小幅な上下の変動が繰り返された。

2.1項で述べたとおり、運航乗務員はマニュアルでアウトフロー・バルブを操作していたが、ある時点以降バルブ位置を示す計器の指針が固着（右側：フル・クローズ、左側：1／8オープン）して動かなくなったと述べている。また、運航乗務員は、3.1.1項で述べたとおり、記憶は定かではないもののEICASに《OUTFLOW VALVE L,R》アドバイザリ・メッセージが表示されたと述べている。同メッセージは、アウトフロー・バルブ・オート・コントロールが故障した場合、又はマニュアル・コントロールが選択された場合に表示されるものである。しかしCMCには、同メッセージ表示の記録はないことから、同メッセージはマニュアル・コントロールが選択されたことにより表示されたものと推定される。マニュアル・コントロールは、2.12.2項で述べたとおり、緊急脱出の際に改めで行った操作では正常に作動したことから、故障はなかったものと推定される。しかし、マイナス4,000フィート前後で客室高度が推移していたことから、飛行中一時的にマニュアル・コントロールが不作動になった可能性も考えられるが、これを明らかにすることはできなかった。

なお、2.13.1項で述べたとおり、事故後の調査によるアウトフロー・バルブ・マニュアル・スイッチの位置及び同機のアウトフロー・バルブの位置から、右側のアウトフロー・バルブはクローズのままで、左側のアウトフロー・バルブのみがマニュアルで操作されていたものと考えられる。

着陸前に両アウトフロー・バルブがフル・オープンになっていなかったため、着陸した10時31分UTCには客室圧力は17.0 psia（客室高度約マイナス4,000フィートに相当。）で、当時同空港の気圧は約14.2 psiaと推定され、客室圧力と外気圧との差は約2.8 psiあり、離着陸時の運用限界である最大差圧0.11 psiを大幅に上回っていた。緊急脱出指示時は16.8 psia（客室高度約マイナス3,800フィートに相当。）、差圧は約2.6 psiあり、ドアのハンドルを動かすことは極めて困難な状態で、ドアの開放に手間取った原因となったものと推定される。

2.12.2項で述べたとおり、緊急脱出時ドアの開放に手間取った際、機長交替要員から客席の状況を聞いた機長が、この時点でアウトフロー・バルブを開けようと試みたが、左側のバルブしか作動しなかったため客室の圧力が抜けるのに時間を要したものと考えられる。（アウトフロー・バルブはオート・コントロールの場合はACモータ（115 V）で作動するが、マニュアル・コントロールの場合にはDCモータ（28 V）で作動する。DC電源は、エンジン及びAPU停止後もメイン・バッテリーにより確保される。DCモータでバルブがフル・クローズからフル・オープンするまでに要する時間は約30秒である。）

なお、客室与圧システムの状況はEICASに表示させることができ、客室高

度、外気圧との差圧などを運航乗務員は把握することができるが、客室高度のマイナスの値は1,100フィートまでしか表示されない。従って同機の客室高度がマイナス4,000フィートまで下がったことを把握するためには、飛行高度及び差圧から算出する必要がある。

## (2) 客室温度の上昇

2.1項及び2.12.3項で述べたとおり、乗組員によれば客室圧力が減少したところ、客室温度が上昇したとのことであった。

温度が上昇したのは、前項で述べたとおり同機のエアコン・システムが1パック・オペレーションになり、流出空気量に比べ流入空気量が少なくなり、適切な客室温度コントロールが困難になったことによるものと推定される。

## 3.2.6 前縁フラップ不具合の表示

2.1項に述べたように、運航乗務員によれば、上昇中の09時21分UTCごろEICASに《FLAPS PRIMARY》、《FLAPS DRIVE》のコーション・メッセージが表示されたとき、同時に前縁フラップのエクспанデッド・ディスプレイが表示され、左主翼の中間及び外側の前縁フラップ・グループの位置センサの故障と右主翼の内側及び中間の前縁フラップ・グループがイン・トランジット状態で停止したことを表していたとのことであった。

これは、左主翼については、前縁内（ILES630~693）で発生した火災により前縁フラップの位置センサのワイヤが焼損したことによるものと推定される。右主翼については、エクспанデッド・ディスプレイの表示の原因及び火災との関係は明らかでない。

着陸進入時フラップ操作が行われたが、前縁フラップ・システムは2.13.1項で述べたとおり、着陸後の時点で右主翼の一部のグループがやや下がっていたのみで、他の前縁フラップは下がっていなかった。

以上のことから、前縁フラップは作動しなかったものと推定される。

## 3.2.7 スティック・シェーカの作動等

3.1.2項で述べたとおり、DFDRの記録によれば、09時23分UTCごろから同24分UTCごろまで、高度約27,000～約26,000フィートでCASが245～258ノットの範囲内で計5回スティック・シェーカが作動した。また、2.1項で述べたとおり、運航乗務員によれば、スティック・シェーカの作動とほぼ同じころ、PFDの速度表示部の最大速度及び最小速度を示すバーが接近し、ときには重なる現象が認められたとのことである。

スティック・シェーカは、システム的には対気速度をモニタして失速速度に近づ



いたときに作動するものではなく、航空機のアングル・オブ・アタックを機体のピッチ・レートで補正したヴェーン・アングルが、設定されたトリップ・アングルを超えると作動する。D F D R のデータから、スティック・シェーカが作動したときヴェーン・アングルはトリップ・アングルを超えたものと推定されることから、失速警報システムは正常に機能したものと推定される。

一方2.1項で述べたとおり、運航乗務員は、このころP F D の速度表示部の最大速度バーと最小速度バーが接近し、ときには重なる現象が発生したと述べている。これは、左主翼前縁内(ILES630~693)の火災により前縁フラップ関係のワイヤが焼損して、フラップ5のフォールス信号が発生し、P F D の最大速度バーがフラップ上げ状態の最大運用速度 ( $V_{MO}/M_{MO}$ ) からフラップ5のフラップ・プラカード速度 (260ノット) まで下がり、一方、フラップ上げの状態での最小速度バーが表示されていたため、両速度バーが接近し、あるいは重なったものと推定される。

### 3.2.8 オートスロットル及びオートパイロットの不具合

2.1項で述べたとおり、運航乗務員によれば、09時23分UTCごろ、スロットル・レバーがアイドル位置に戻る異常な動きをしたので、上昇出力を維持するためオートスロットルを解除したとのことであった。

前項で述べたように、フラップ5のフラップ・プラカード速度 (260ノット) が最大速度として表示され、同機はこのころC A S 約300ノットで飛行していたため、オートスロットルは速度を減ずるためスロットル・レバーをアイドル位置に戻したものと推定される。その後、3.2.4項に示したとおりF M C に一時的に不具合が発生し、更に左主翼前縁内の火災によりN o . 1 エンジンのエレクトロ・エンジン・コントロール (E E C) 系統のワイヤが焼損したことによりオートスロットルは使用できなくなったものと推定される。

3.1.2項で述べたとおり、D F D R の記録によれば一連の不具合が発生した09時21分UTC以降でも、オートスロットルはコネクト状態もあったと推定されるがその理由は明らかでない。

また、同じく2.1項、3.1.1項及び3.1.2項で述べたとおり、09時23分UTCごろオートパイロットに不具合が発生し、同25分UTCごろ運航乗務員により解除されたとのことであったが、これは3.2.4項に示したとおり、F M C に一時的に不具合が発生したことによるものと推定される。オートパイロットはその後正常に復したとのことであった。

### 3.2.9 その他の不具合

#### (1) エンジン・オーバーヒート

3.1.2項で述べたとおり、D F D Rには09時22分05秒UTCから同記録が終了するまでの間、N o . 1 エンジンのオーバーヒートが記録されていたが、3.2.4項表4に示したE I C A Sの《OVHT ENG 1 NAC》コーション・メッセージの表示原因と同じく、左主翼前縁内（ILES630~693）で発生した火災による、N o . 1 エンジン・ファン・ケース・オーバーヒート・スイッチ・ワイヤ焼損に起因するフォールス信号によるものと推定される。

#### (2) ウイング・アンティ・アイスの不具合

3.1.2項で述べたとおり、D F D Rには09時21分31秒UTCから同記録が終了するまでの間、ウイング・アンティ・アイス・システムのオンが記録されていた。

これは、左主翼前縁内（ILES630~693）で発生した火災によるウイング・アンティ・アイス・システムのワイヤ焼損に起因するフォールス信号によるものと推定される。

#### (3) エンジン・スラスト・リバーサの不具合

2.1項で述べたとおり、運航乗務員によればN o . 1 エンジンのスラスト・リバーサがアンロックであることを示すアンバー色の“REV”がE I C A Sに表示されたとのことであった。また、3.1.2項で述べたとおり、D F D Rの記録によればN o . 1 エンジンのスラスト・リバーサは09時21分UTCから同記録が終了するまでの間、イン・トランジット状態であった。

同機にはヨーイングあるいはバフエットは認められなかったとのことであり、これは、左主翼前縁内（ILES630~693）で発生した火災によりスラスト・リバーサのカウルが完全に開いたか閉じたかを感知するスイッチ・ワイヤ焼損に起因するフォールス信号によるものと推定される。

### 3.2.10 運航乗務員の客室圧力コントロール

2.1項及び3.2.5項で述べたとおり、同機は飛行中、客室与圧システムのオート・コントロールが不作動となり、マニュアル・コントロールが行われていたが、着陸時には客室圧力が残っていた。このため緊急脱出に際してドアの開放に時間を要した。

同機の運用限界には離着陸時の客室圧力と外気圧の最大差圧が規定されており、与圧を抜くことは緊急脱出にあたってドアを開放するための必須の要件であり、飛行中にアウトフロー・バルブが固着して動かなくなっていたとしても、それが一時的な故障である場合もあり得ることから、客室圧力の状況を的確に把握するととも

に、飛行中及び緊急脱出に際しアウトフロー・バルブについて確実に規定された手順を実施する必要があったものと考えられる。

### 3.2.11 緊急脱出

2.1項、2.12.3項、2.12.4項及び3.2.10項で述べたとおり、緊急脱出の指示がなされた際、客室与圧が残っていたため、ドアの開放に時間を要し、ドア付近は大変混雑したものと考えられる。R 1、R 2、R 4、R 5 及び L 1 ドアが使用されたが、機体中央部の乗客は、脱出ドアから最も遠い位置にあり、火災の目撃と相まってパニックに陥ったものと考えられる。

混乱した乗客が多数脱出したドアでは、我先にと脱出スライドに乗る状況となり、着地する際に誘導路の舗装面にぶつかったり、あるいは前後の乗客と互いにぶつかることとなり、負傷者が生じたものと推定される。

雨の影響に加えて消火剤が脱出スライドにかかり、脱出スライドが滑りやすかったという乗組員の口述も得られているが、雨及び消火剤が脱出スライドの滑りに与える影響は明らかでない。

## 4 結 論

### 4.1 解析の要約

4.1.1 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。

4.1.2 同機は有効な耐空証明を有し、所定の整備及び点検が行われていた。

4.1.3 同機のN o . 2 エンジン・パイロン・ストラット上部の左主翼前縁内に配置されているN o . 2 エンジン燃料フィード・パイプ及びN o . 1 ジェネレータ・フィーダ・ケーブルの間隙は、事故後の調査では6 ミリメートルと狭かった。

フィード・パイプとフィーダ・ケーブルの間隙が十分でなかったため、飛行中、主翼のたわみ及びフィーダ・ケーブルの振動により両者は互いに接触し、擦れが生じたものと推定される。

4.1.4 前項に述べたとおり、飛行中、燃料フィード・パイプとジェネレータ・フィーダ・ケーブルが擦れたことにより、ケーブルの絶縁被覆が損傷し、擦れ及びその結果生じたアークによりパイプに孔が生じ、流出した燃料に引火し同機の左主翼前

縁内で火災が発生したものと推定される。

4.1.5 同機の左主翼前縁下面にあるブローアウト・パネルが外れていたが、これは飛行中に発生した火災により左主翼前縁内の圧力が高くなったため外れたものと推定される。このため、前縁内に流入した空気流により火災は吹き消され、飛行中の火災は大規模なものに発展しなかったものと推定される。

4.1.6 左主翼前縁内で発生した火災により、当該エリアに装備されていたワイヤ・バンドル、エンジン消火用配管等が焼損したものと認められる。ジェネレータ・フィード・ケーブルの損傷、ワイヤ・バンドルの損傷等により、エンジン・オーバーヒート、ブリード・ダクト・リーク等のメッセージが表示され、ジェネレータ、前縁フラップ、燃料投棄等のシステムに不具合も発生したものと推定される。

4.1.7 同機が着陸後、2度にわたり左主翼前縁内で火災が発生したものと認められる。これは、燃料の流出が続いており、速度が遅くなった時点で飛行中に発生した火災により損傷したワイヤ・バンドルが短絡して発生する火花あるいはアークにより生じたものと推定される。

4.1.8 No.2エンジン燃料フィード・パイプ・クランプ・ボルトのヘッド部が破断していたが、これは、着陸後に発生した火災により破断したものと考えられる。

4.1.9 同機の不具合発生後、客室高度が上昇し、一時的に客室高度警報が作動したものと認められる。これは、ADCからEECへの#3出力バスのワイヤが左主翼前縁内で発生した火災により焼損しショートしたことにより客室与圧システムのオート・コントロールが不作動になり、その時点で1バック・オペレーションが行われたことによるものと推定される。

4.1.10 客室与圧システムは、その後マニュアルで操作されたが、客室高度は逆に降下に転じ、ほぼマイナス4,000フィート前後まで下がったものと認められる。また、緊急脱出の際にドアを開放するのに手間取ったのは、客室圧力が外気圧より約2.6psi高かったことによるものと推定される。

ドアは、その後アウトフロー・バルブが操作され客室与圧が抜かれ開放できたものと推定される。

4.1.11 緊急脱出時、乗客が脱出スライドを滑り降りた際、誘導路の舗装面にぶつかったり、あるいは前後の乗客と互いにぶつかり負傷者が生じたものと推定される。

#### 4.2 原因

本事故は、N o . 2 エンジン・パイロン・ストラット上部の左主翼前縁内で火災が発生し、また、緊急脱出が行われた際に乗客が負傷したものである。

火災が発生したのは、N o . 2 エンジン燃料フィード・パイプとN o . 1 ジェネレータ・フィーダ・ケーブルの間隙が狭かったために生じた擦れによる損傷に起因するものと推定される。

また、乗客が負傷したのは、脱出スライドを滑り降りた際、誘導路の舗装面にぶつかったり、あるいは前後の乗客と互いにぶつかったことによるものと推定される。

### 5 参考事項

#### 5.1 運輸省航空局の耐空性改善通報（T C D）

5.1.1 事故の翌日平成3年（1991年）9月20日、運輸省航空局は耐空性改善通報（TCD-3552-91）を発行し、ボーイング式747-400型機について、燃料フィード・パイプの損傷に起因する火災の発生を防止するため、主翼前縁内のエンジン燃料フィード・パイプの損傷の有無を点検するよう使用者に指示した。

5.1.2 平成4年（1992年）4月9日、運輸省航空局は上記耐空性改善通報を改訂してTCD-3552A-92を発行し、ボーイング式747-400型について、エンジン・ストラット内に火災が発生する不具合を防止するため、主翼前縁内の燃料フィード・パイプとジェネレータ・フィーダ・ケーブルの間隙の検査（繰り返し検査を含む）及び必要に応じた修理を行うよう使用者に指示するとともに、繰り返し検査の代替措置としてフィーダ・ケーブルにサポート・ブラケットを取り付ける改修（付図10参照）を示した。改修はフィーダ・ケーブルにサポート・ブラケットを取り付け、燃料フィード・パイプと隔離するものである。更に平成5年（1993年）3月3日、運輸省航空局は本耐空改善通報を再改訂、TCD-3552B-93を発行し、繰り返し検査を不要とするサポート・ブラケットの取り付けを指示した。

なお、当該T C Dはそれぞれ米国連邦航空局（F A A）の耐空性改善命令A D 92-05-01及びAD-92-27-13に準拠したものである。

#### 5.2 米国連邦航空局（F A A）の耐空性改善命令（A D）

5.2.1 米国連邦航空局（F A A）は1991年9月24日付けで、同年9月19日にボーイング式747-400型のN o . 2 エンジン・ストラットに火災が発生、この火災はジェネレータ・フィーダ・ケーブルの擦れ又は他の理由に起因するアークにより燃料フィード・パイプに孔があいたことによる可能性があるとして、ボーイング式747-400型について次の検査及び修理を行うよう緊急耐空性改善命令T91-20-51を発行した。

1. N o . 2、N o . 3 エンジン・ストラット内の燃料フィード・パイプ及びジェネレータ・フィーダ・ケーブルに損傷又は擦れがないか検査する。
2. N o . 2、N o . 3 エンジン・ストラット内の燃料フィード・パイプとジェネレータ・フィーダ・ケーブルの間隙を検査し、0.375インチ（9.53ミリメートル）以上の間隙を確保する。
3. 両者の間隙が0.75インチ（19.1ミリメートル）未満の場合はその後500時間を超えない間隔で、また、0.75インチ以上の場合は1,000時間を超えない間隔で上記1及び2項の検査を繰り返す。
4. 全エンジンのストラット・ドレンの検査を行い、その後は1,000時間を超えない間隔で検査を繰り返す。
5. 検査の結果損傷が発見された場合は修理を実施し、燃料フィード・パイプとの間隙が0.375インチを超えるようジェネレータ・フィーダ・ケーブルを移設する。

5.2.2 F A Aは、その後上記緊急耐空性改善命令の改訂AD92-05-01を発行（1992年3月13日発効）、ボーイング式747-400型機について、エンジン・ストラット内の火災防止のため、前述5.2.1の1～3項及び5項の実施を指示するとともに、繰り返し検査の代替措置としてジェネレータ・フィーダ・ケーブルのサポート・ブラケットを取り付ける改修を示した。更に、F A AはこのADを再改訂、AD92-27-13を発行（発効日1993年3月1日）し、12カ月以内に繰り返し検査を不要とするサポート・ブラケットの取り付けを行うよう指示した。当該改修の際ケーブルとブラケット及び隣接のブリード・ダクトとの最小間隙は0.75インチとされている。

### 5.3 ボーイング社のサービス・ブリティン（S B）

ボーイング社はこの事故後、本件に関してアラートのサービス・ブリティン（S B）No.747-24A2168(1991年9月24日付)及び同改訂版(1991年12月5日付及び1992年9月24日付)を発行した。燃料フィード・パイプとジェネレータ・フィーダ・ケーブルの擦れに起因してフィード・パイプに孔があきN o . 2 エンジン・ストラット内に火災が発生し

た事例があることが発行理由として示されている。

前述のF A AのA D及びその改訂版は、本アラートS B及びその改訂版にそれぞれ準拠したものである。（付図1 0 参照）

別表 EICASメッセージ一覧

〔注〕各メッセージはEICASに表示された順に時系列的に示したもので、表示時刻欄の時刻が同一のメッセージについてもEICASに表示された順に記載。

故障状況がINTのメッセージの時刻は初回表示の時刻。

《EICASメッセージ》	レベル	表示時刻	故障状況
BLD DUCT LEAK L	C	9時21分	HARD
ELEC DRIVE 1	A	9時21分	INT
ENG 1 FUEL VLV	A	9時21分	HARD
FUEL SPAR VLV 1	S	9時21分	HARD
NAI DUCT 1 LEAK	S	9時21分	INT
FLAP SYS MONITOR	S	9時21分	HARD
>FUEL JETT B	A	9時21分	HARD
FUEL JETT B	S	9時21分	HARD
ELEC GEN SYS 1	S	9時21分	HARD
ENG 1 OVHT LP B	S	9時21分	HARD
ELEC GEN OFF 1	A	9時21分	HARD
ENG 1 EEC C1	S	9時21分	---
ADC LEFT	S	9時21分	HARD
ADC RIGHT	S	9時21分	HARD
BLEED ASCTU A	S	9時21分	HARD
FUEL QTY SYS	S	9時21分	HARD
FLAPS PRIMARY	C	9時21分	HARD
OVHT ENG 1 NAC	C	9時21分	INT
>JETT NOZZLE L	A	9時21分	HARD
JETT NOZZLE L	S	9時21分	HARD
LE MULT DRIVE	S	9時21分	HARD
BLD DUCT LEAK L	S	9時21分	HARD
NAI VALVE 1	A	9時21分	INT
ELEC DRIVE 1	S	9時21分	INT
ENG 1 OVHT LP A	S	9時21分	HARD
ANTI-ICE NAC 1	S	9時21分	INT
FLAPS DRIVE	C	9時21分	HARD
FUEL X FEED 1	A	9時22分	HARD
FUEL X FEED 1	S	9時22分	HARD
>AUTOTHROT DISC	C	9時23分	INT
>FMC MESSAGE	A	9時23分	INT
>AUTOPILOT	C	9時23分	INT



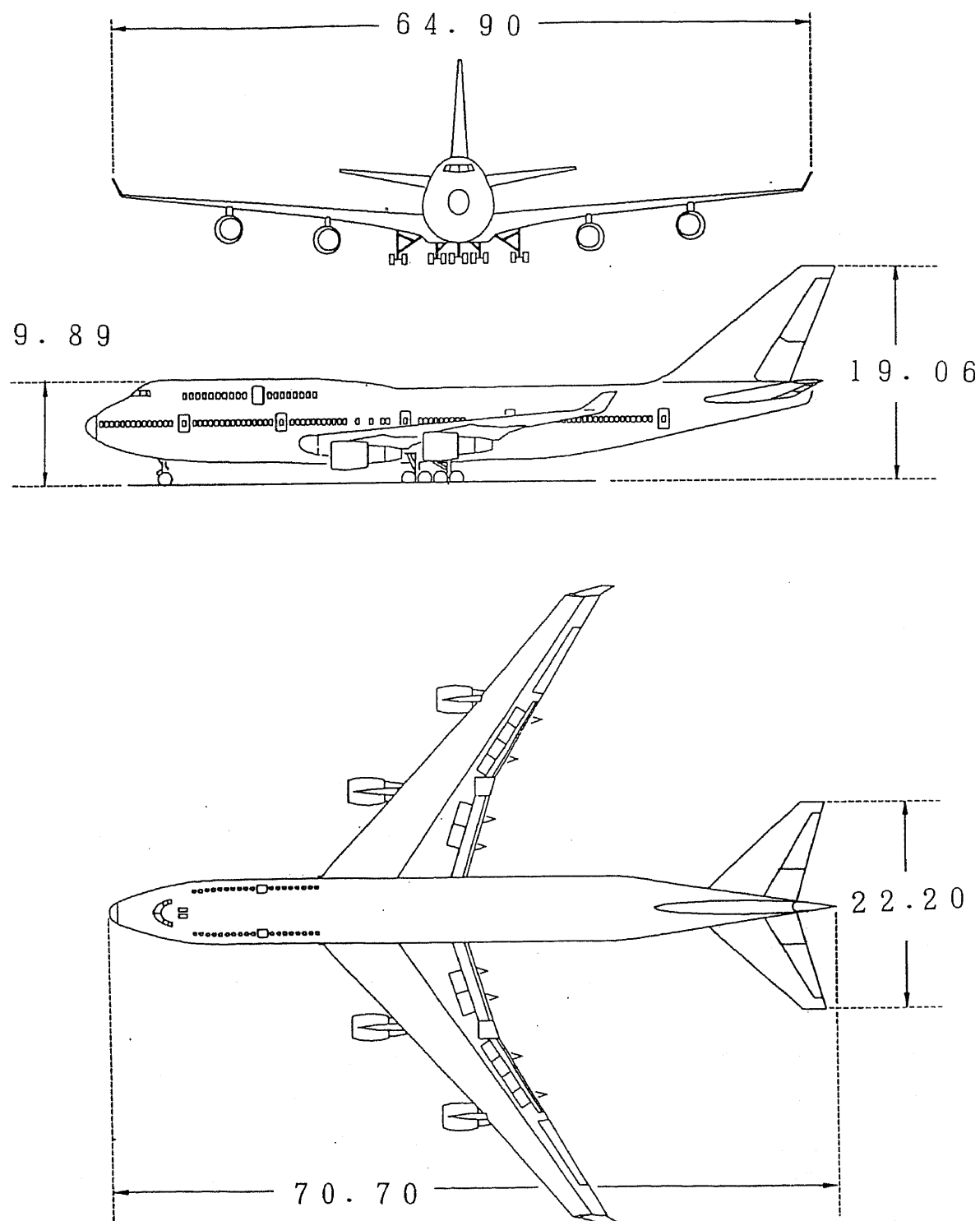
別表 (つづき)

ENG 1 EEC MODE	A	10時31分	---
ENG 1 EEC MODE	S	10時31分	---
GROUND PROX SYS	S	10時31分	HARD
>NO LAND 3	A	10時32分	HARD
>BTL LO L ENG B	A	10時32分	HARD
BTL LOW L ENG B	S	10時32分	HARD
ENG 2 FUEL VLV	A	10時34分	HARD
FUEL SPAR VLV 2	S	10時34分	HARD
>BTL LO L ENG A	A	10時35分	HARD
BTL LOW L ENG A	S	10時35分	HARD

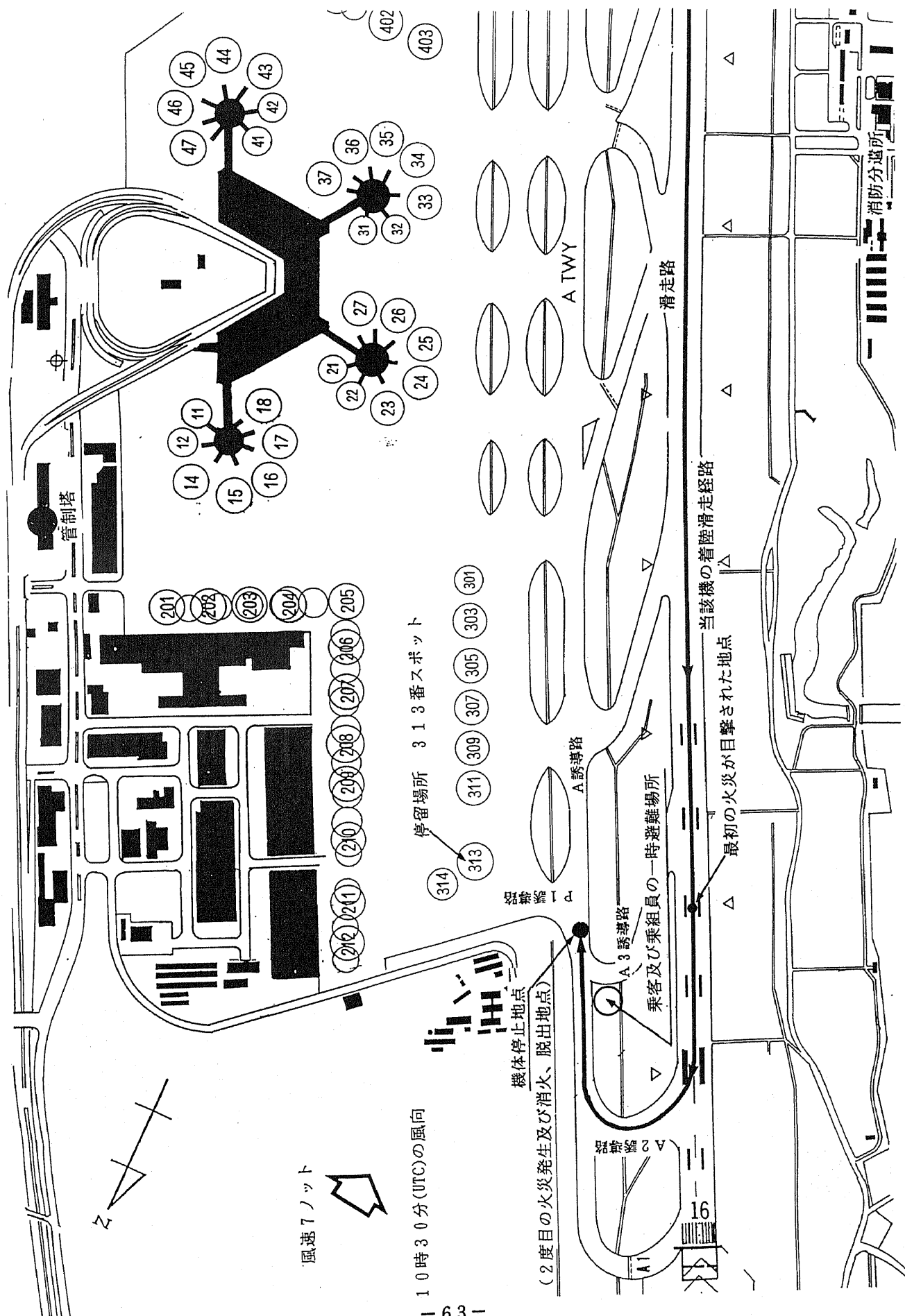
C:Caution    A:Advisory    S:Status

# 付図 1 ボーイング式 747-400 型 三 面 図

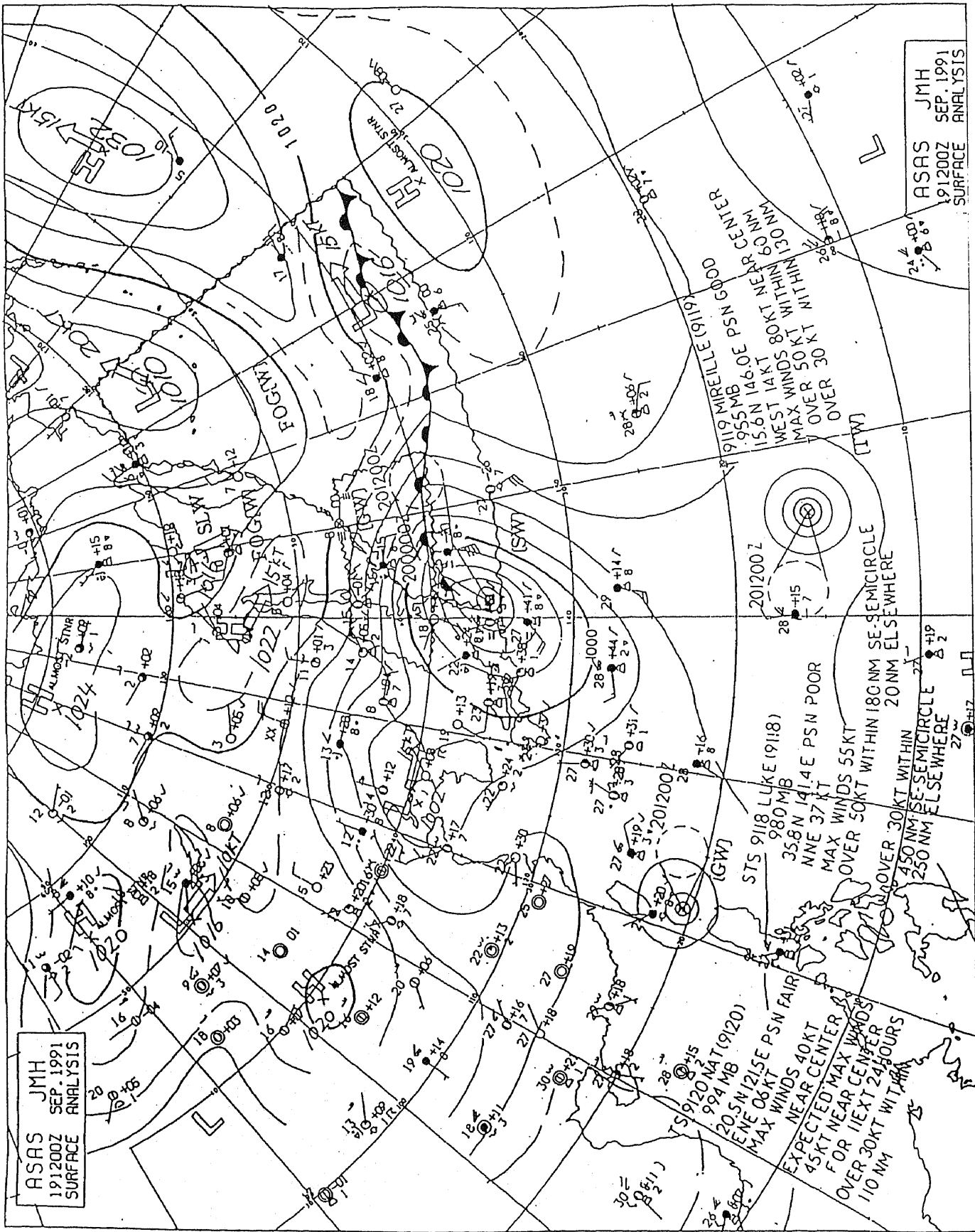
単位：メートル



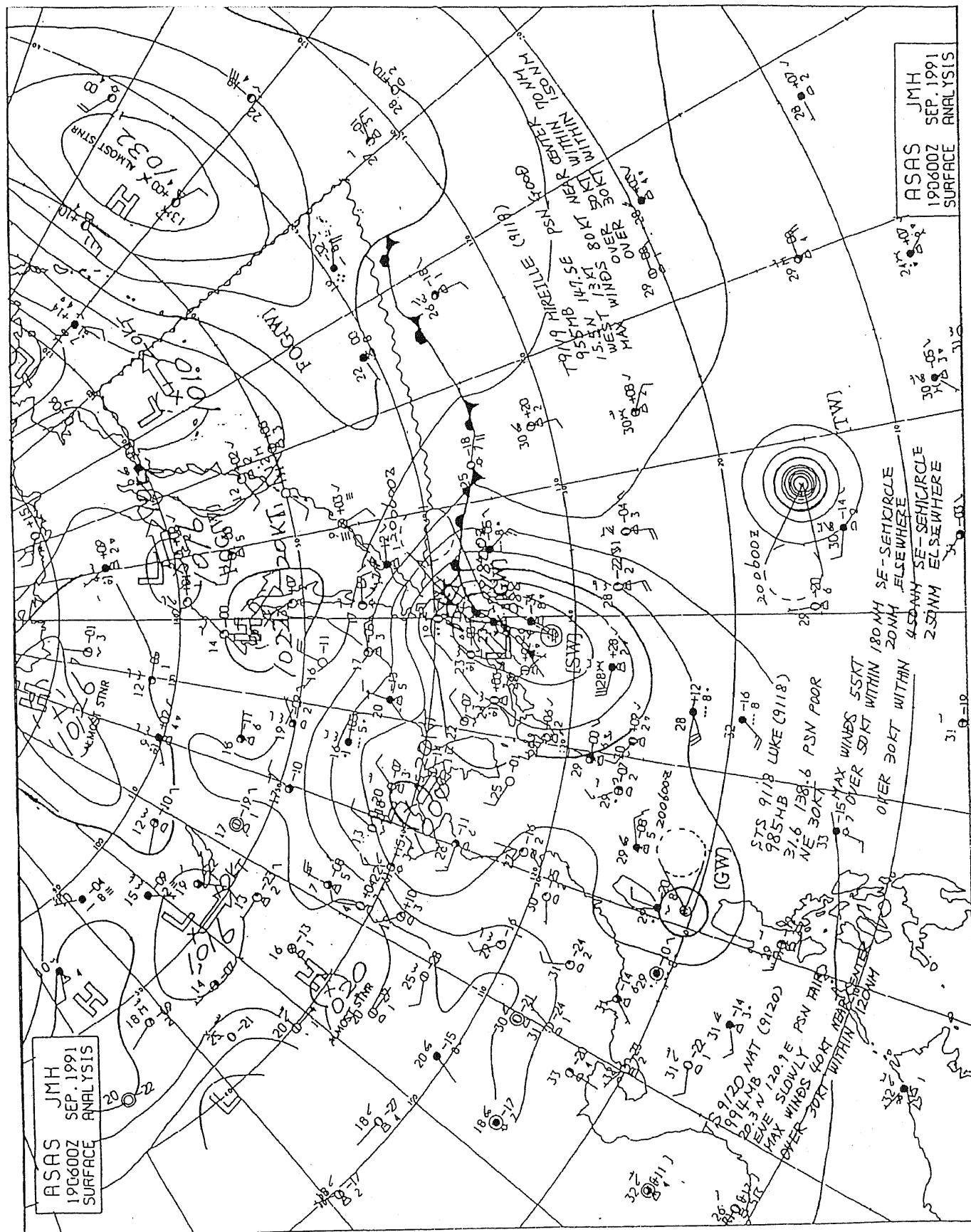
付図2 成田空港における事故機の経路



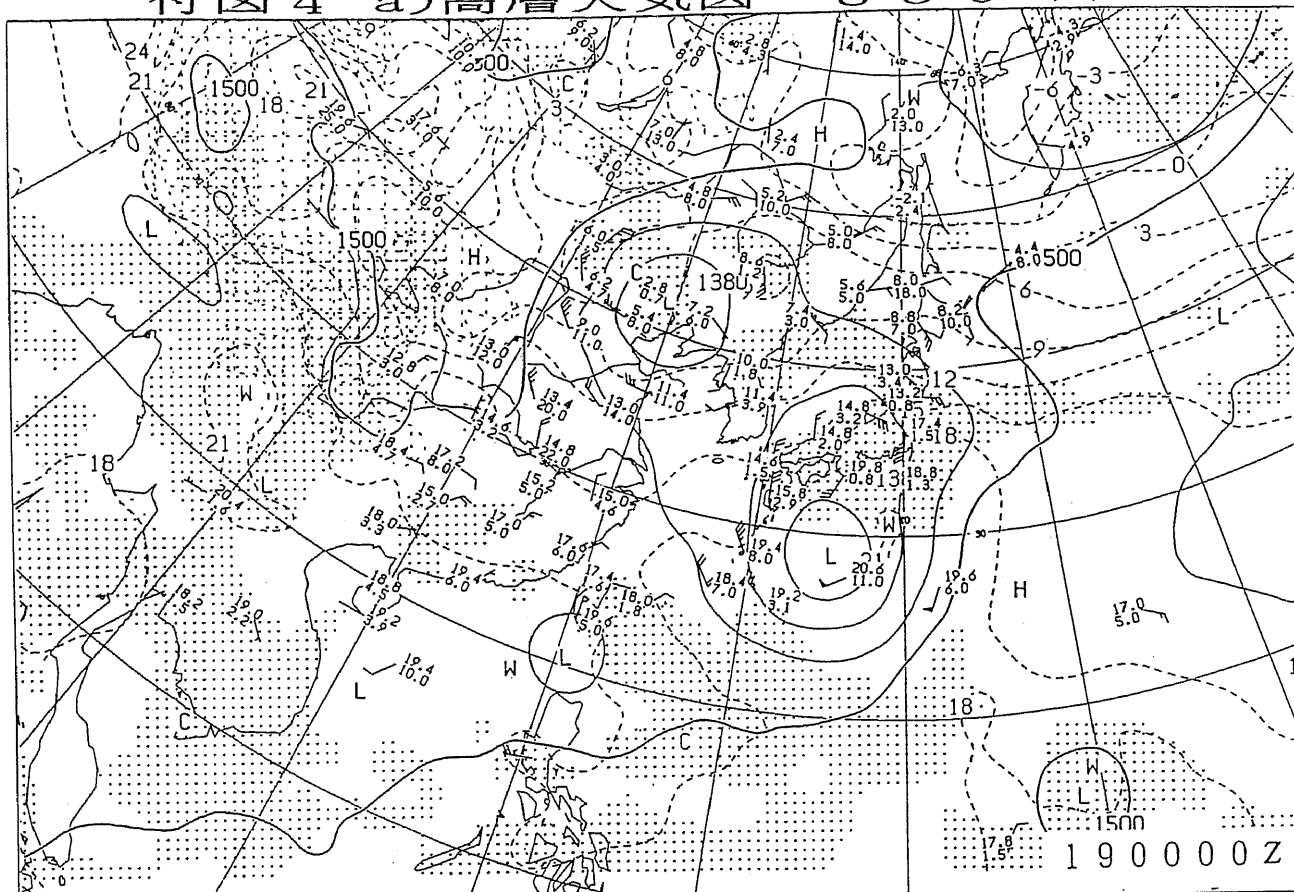
付図3 a)地上天気図 (A S A S) 190600Z



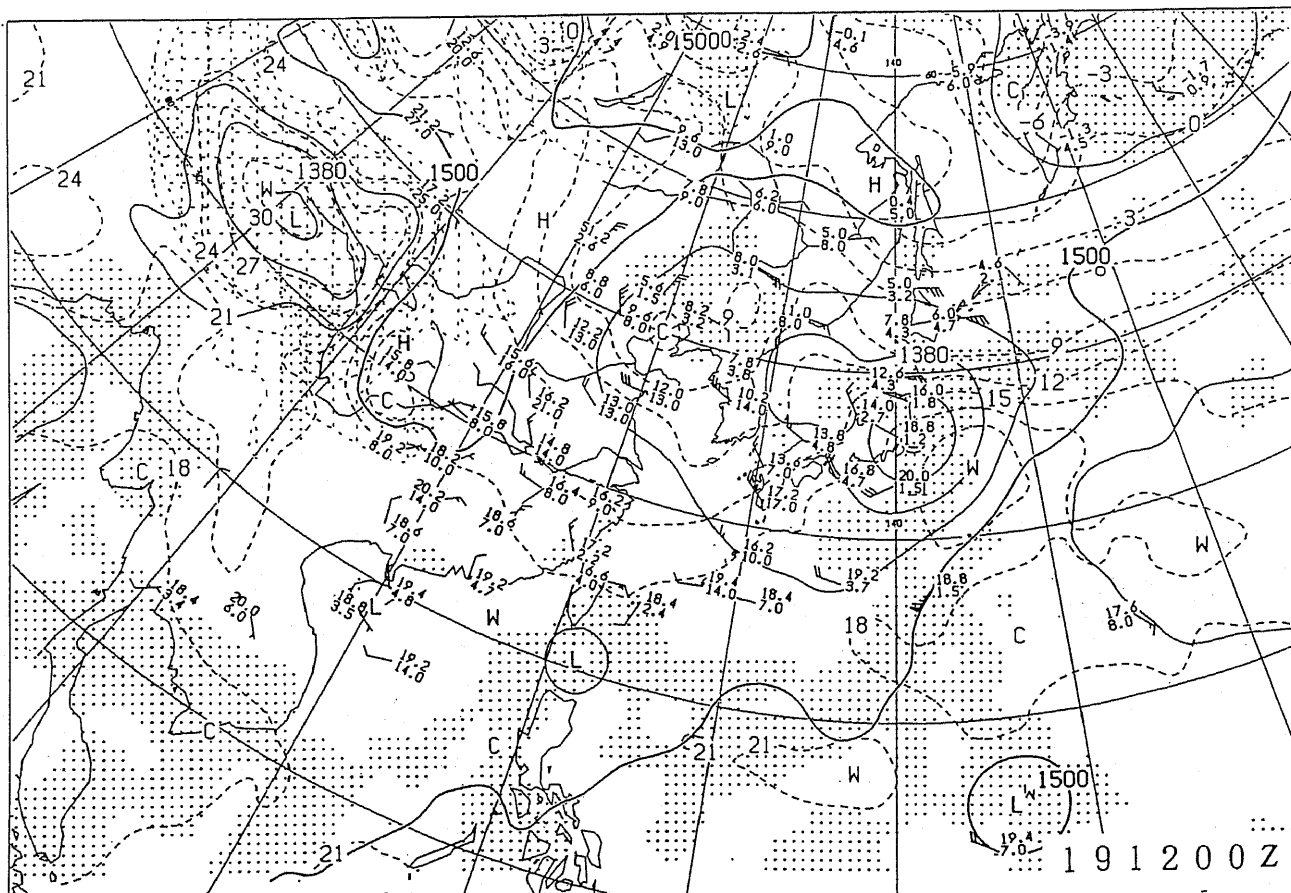
付図3 b) 地上天気図 (A S A S) 191200Z



付図 4 a)高層天気図 850ヘクトパスカル

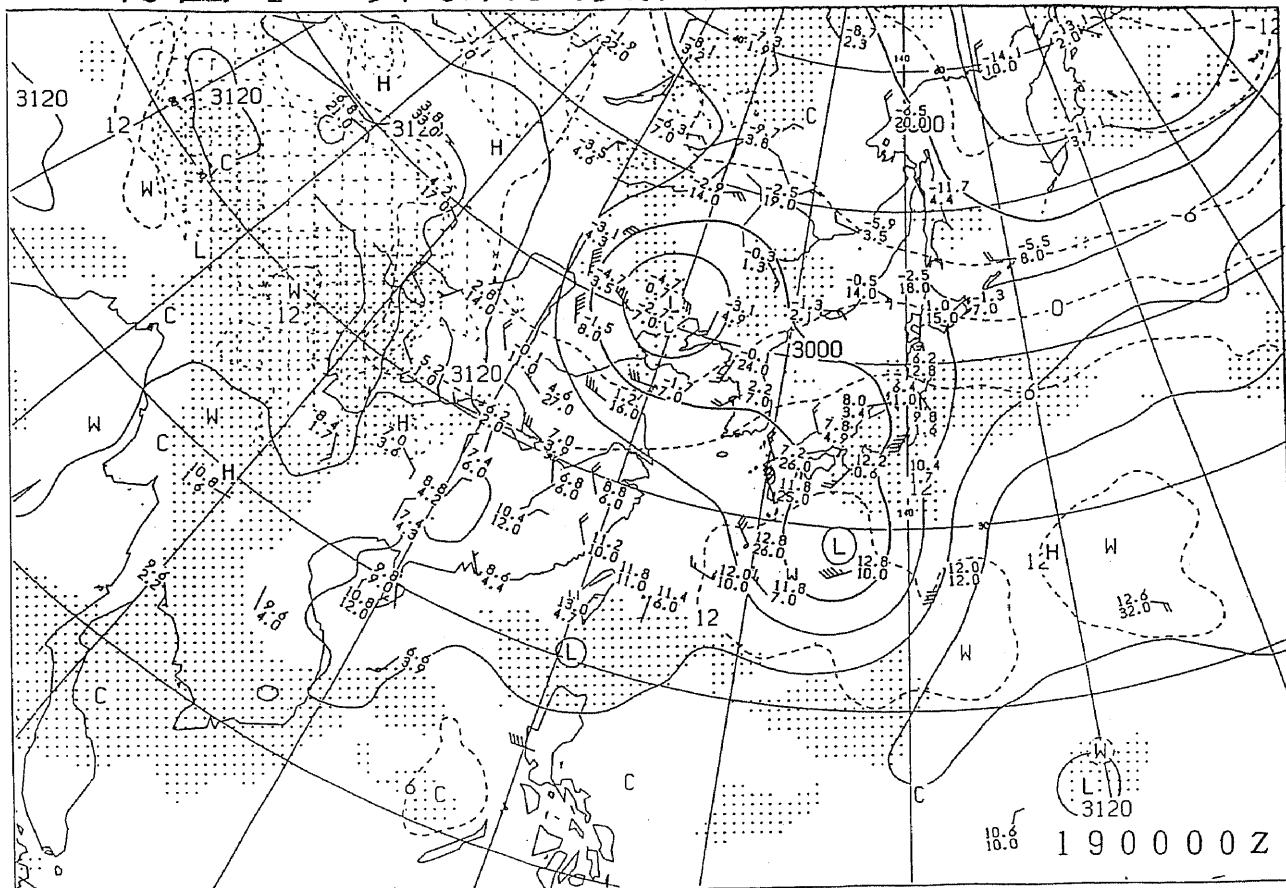


AUPQ85 190000Z SEP 1991 HEIGHT(M). TEMP(C). WET AREA::(T-TD<3 C)

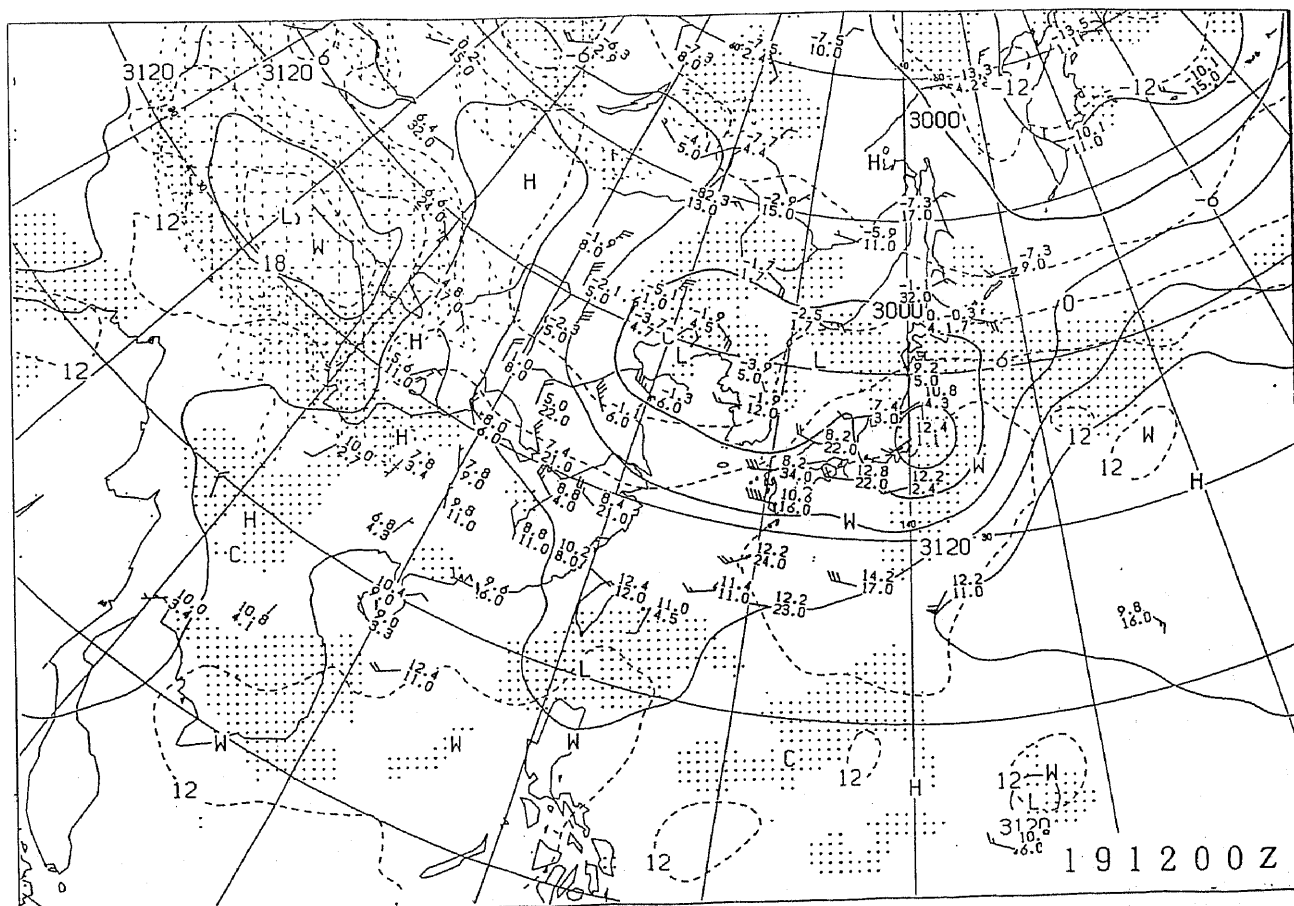


AUPQ85 191200Z SEP 1991 HEIGHT(M). TEMP(C). WET AREA::(T-TD<3 C)

付図 4 b) 高層天気図 700 ヘクトパスカル

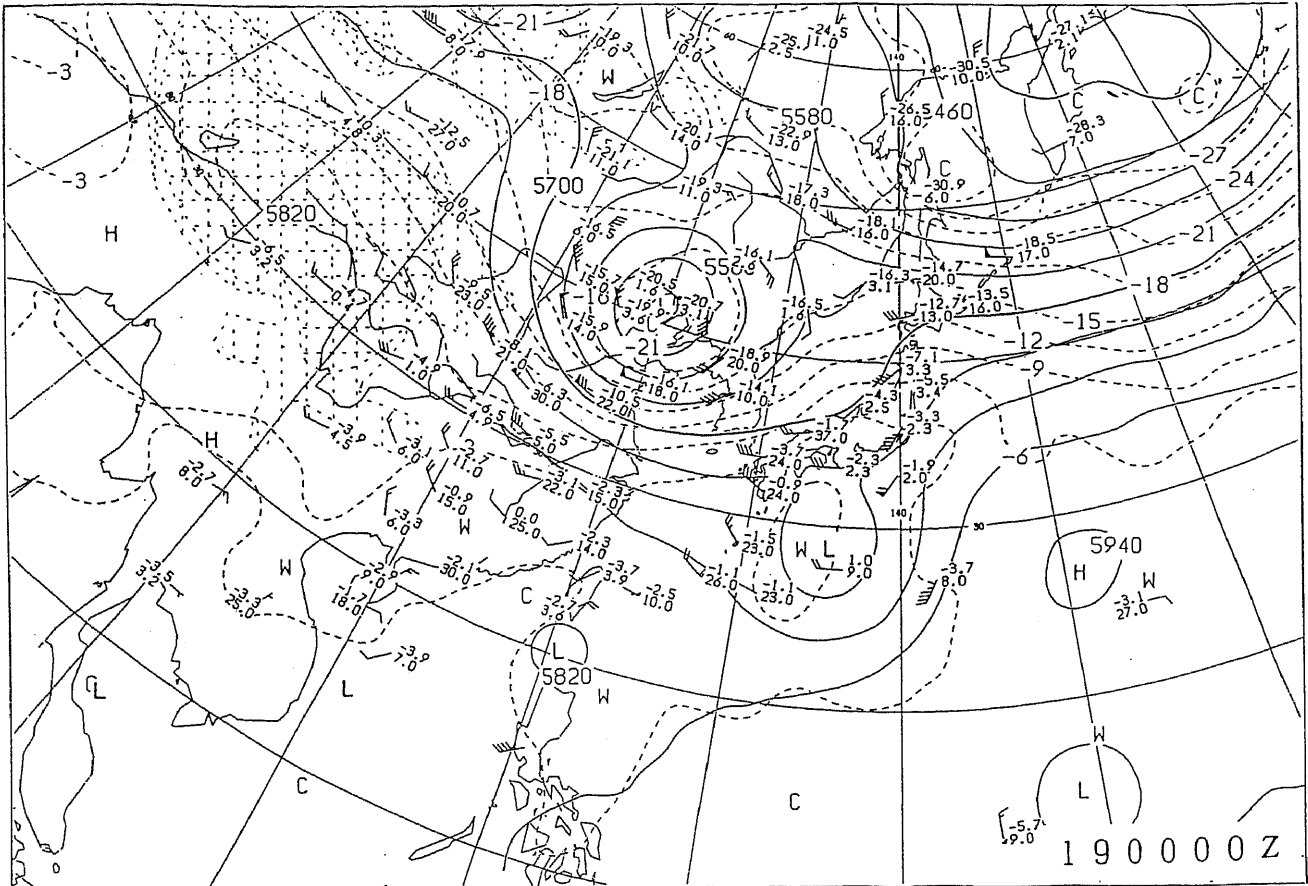


AUPQ70 190000Z SEP 1991 HEIGHT(M). TEMP(C). WET AREA::(T-TO<3 C)

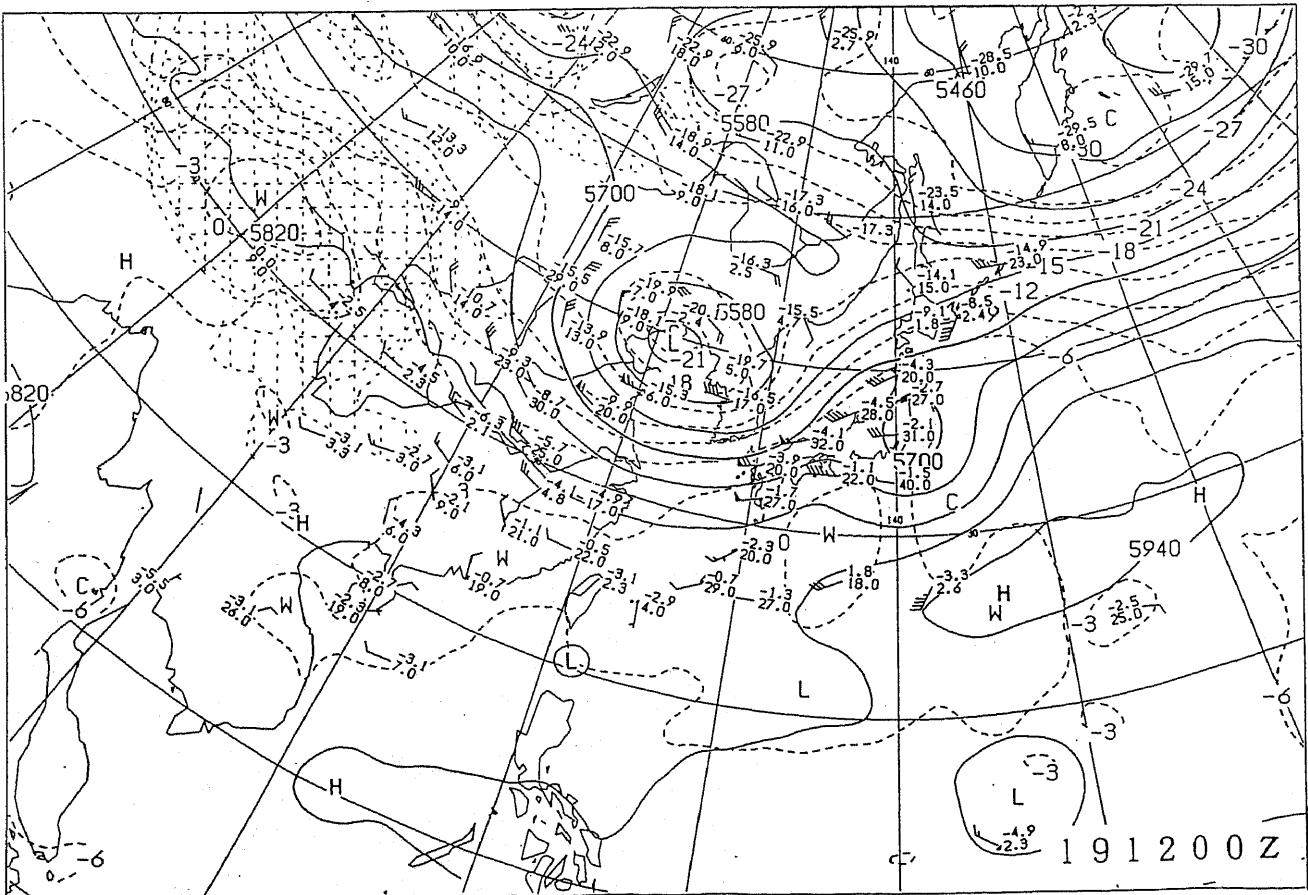


AUPQ70 191200Z SEP 1991 HEIGHT(M). TEMP(C). WET AREA::(T-TO<3 C)

付図 4 c) 高層天気図 500 ヘクトパスカル



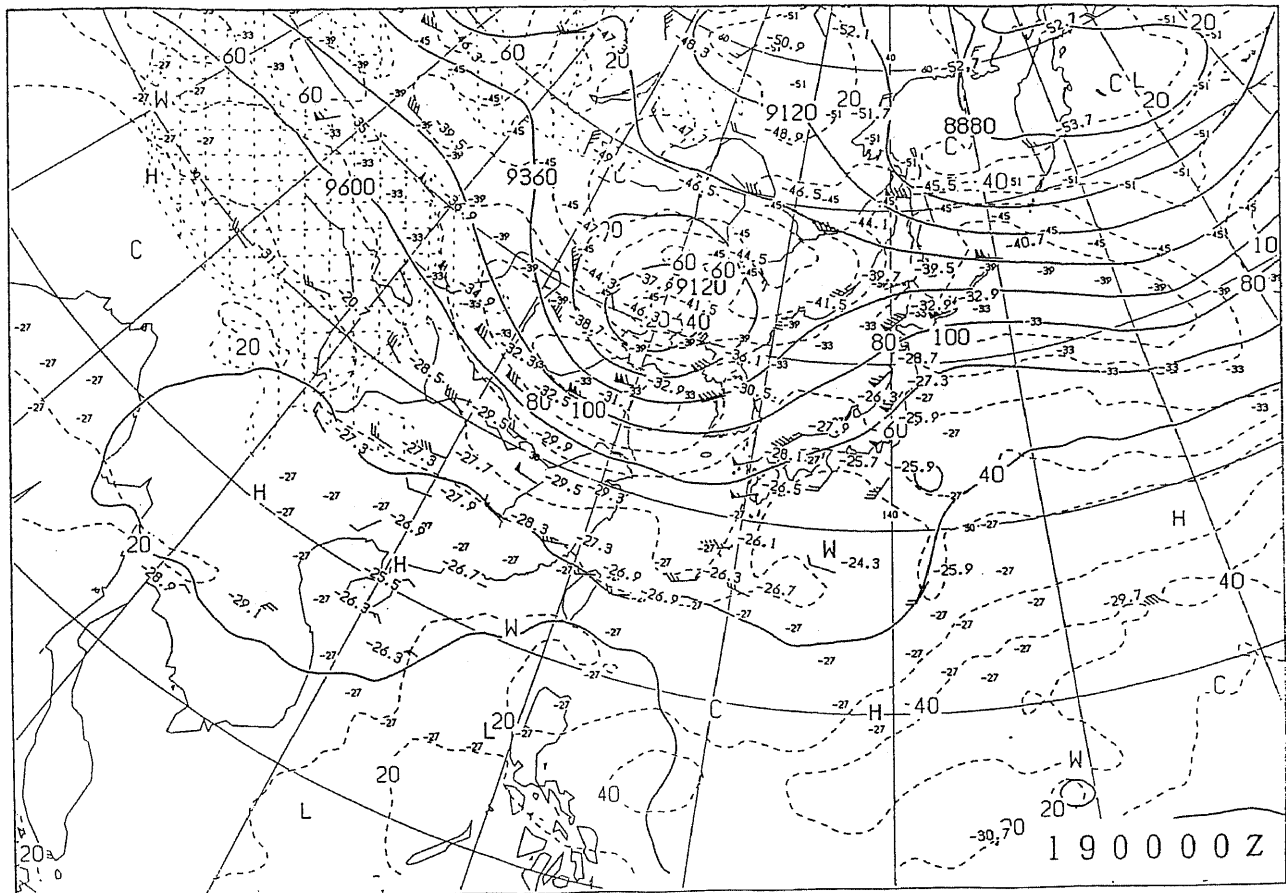
RUPQ50 190000Z SEP 1991 HEIGHT(M). TEMP(C)



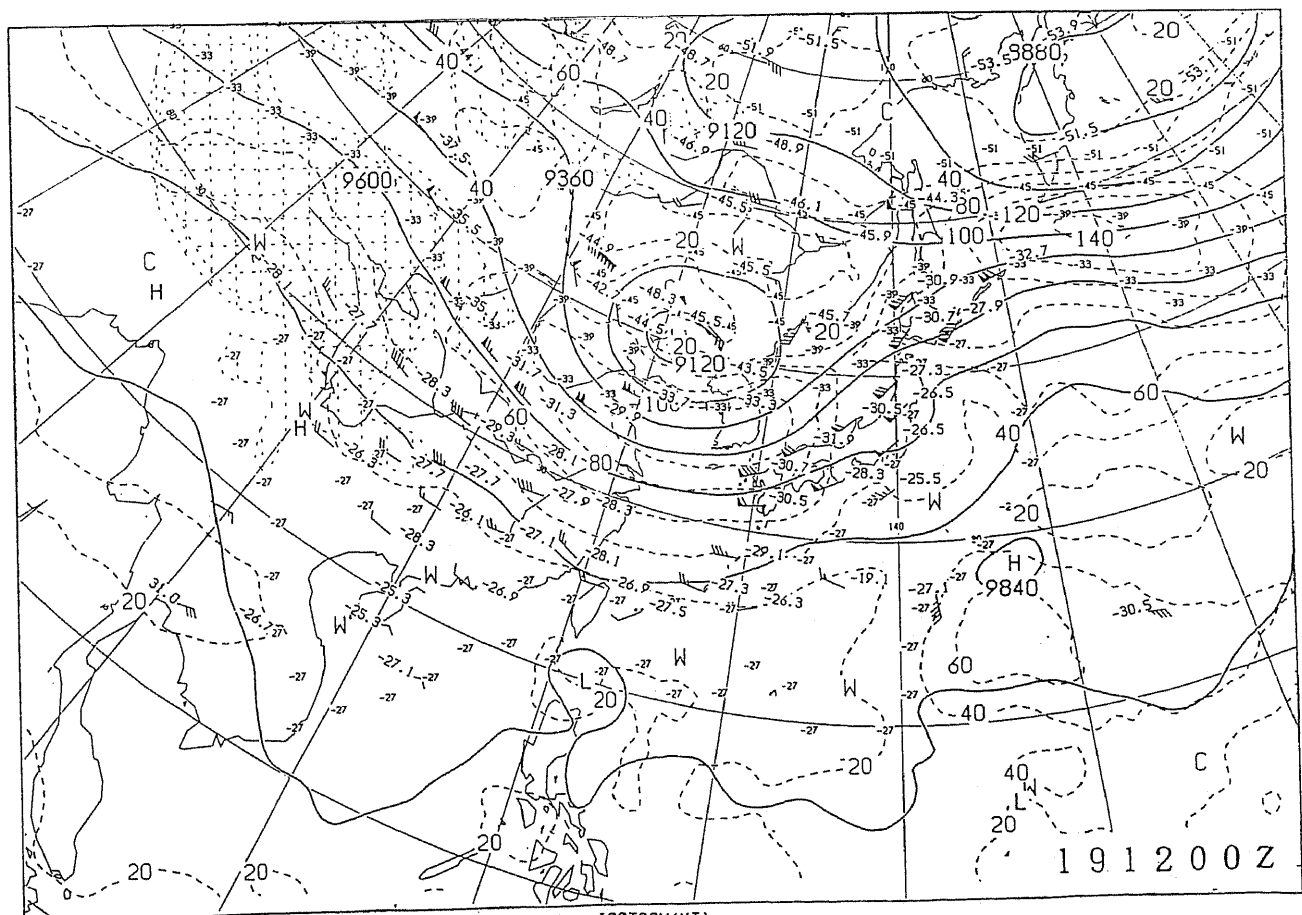
RUPQ50 191200Z SEP 1991 HEIGHT(M). TEMP(C)



付図 4 d) 高層天気図 300ヘクトパスカル

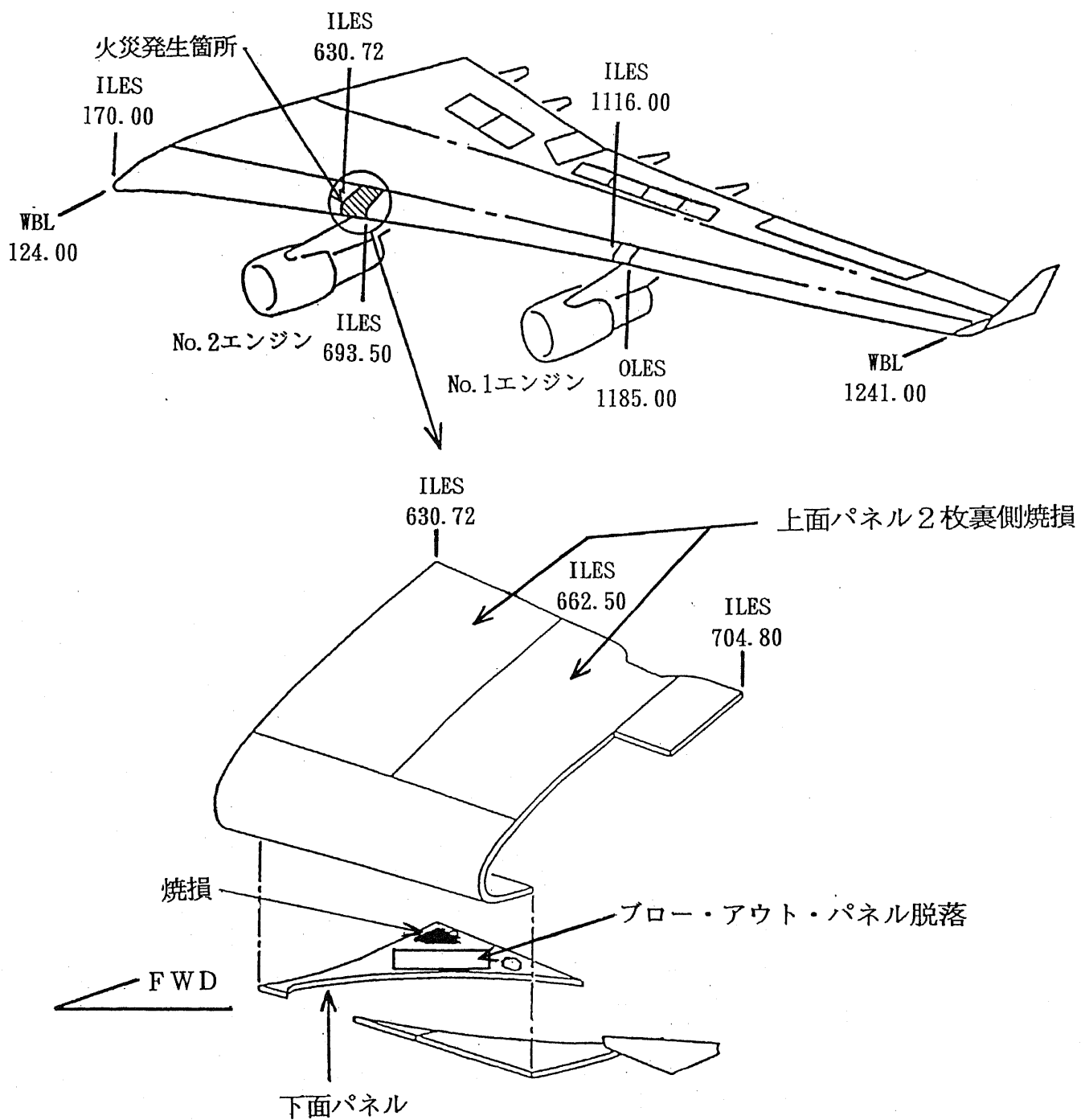


RUPQ30 190000Z SEP 1991 HEIGHT(M). TEMP(C). ISOTACH(KT)

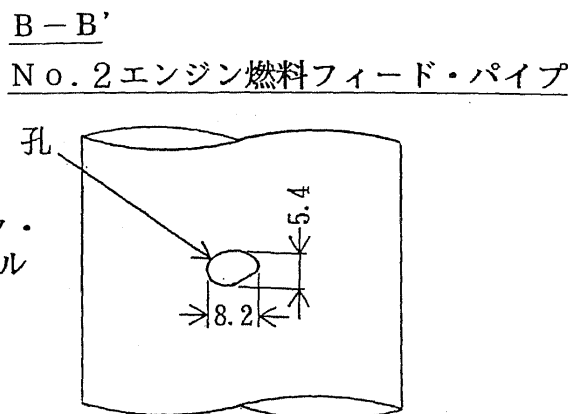
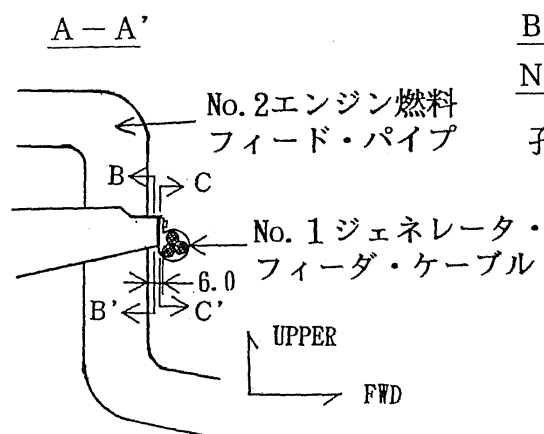
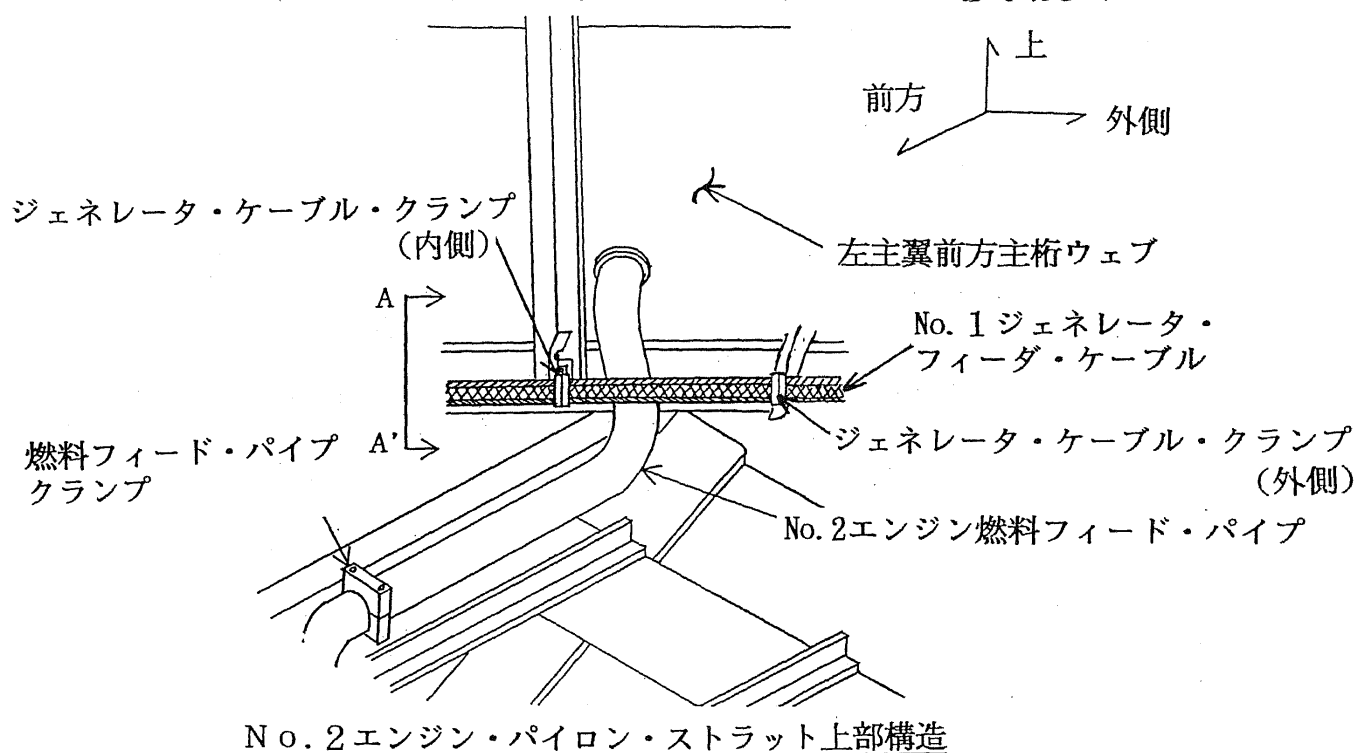


RUPQ30 191200Z SEP 1991 HEIGHT(M). TEMP(C). ISOTACH(KT)

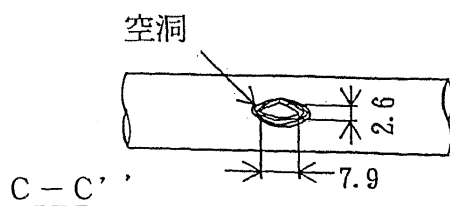
付図 5 左主翼前縁内の火災発生箇所



付図 6 No.1ジェネレータ・フィーダ・ケーブル及びNo.2エンジン燃料  
フィード・パイプの損傷状況

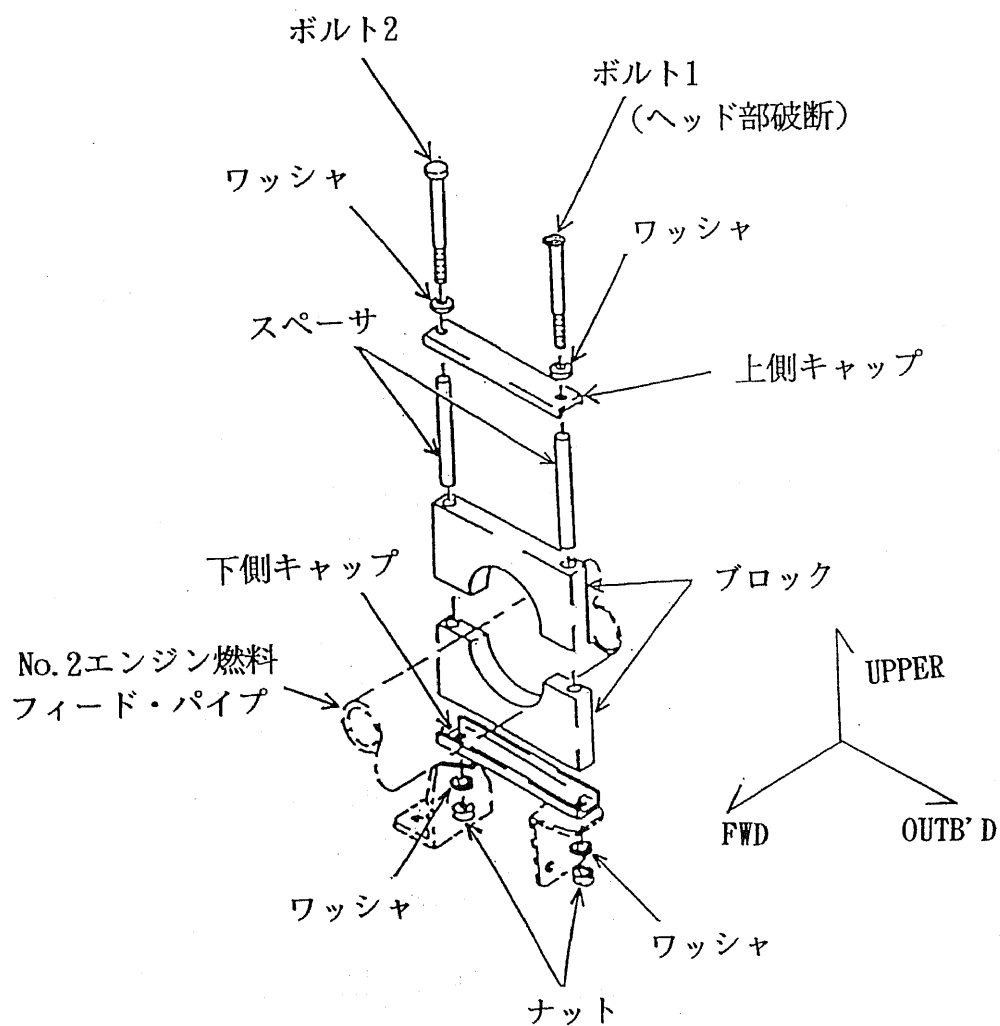
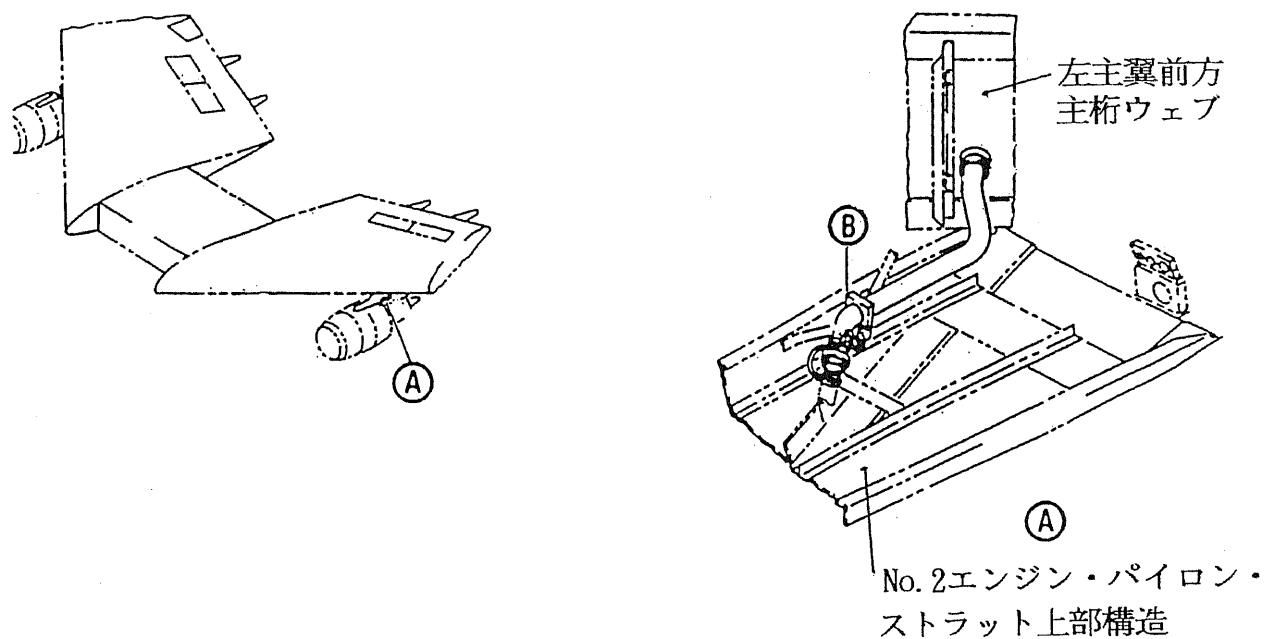


単位：ミリメートル



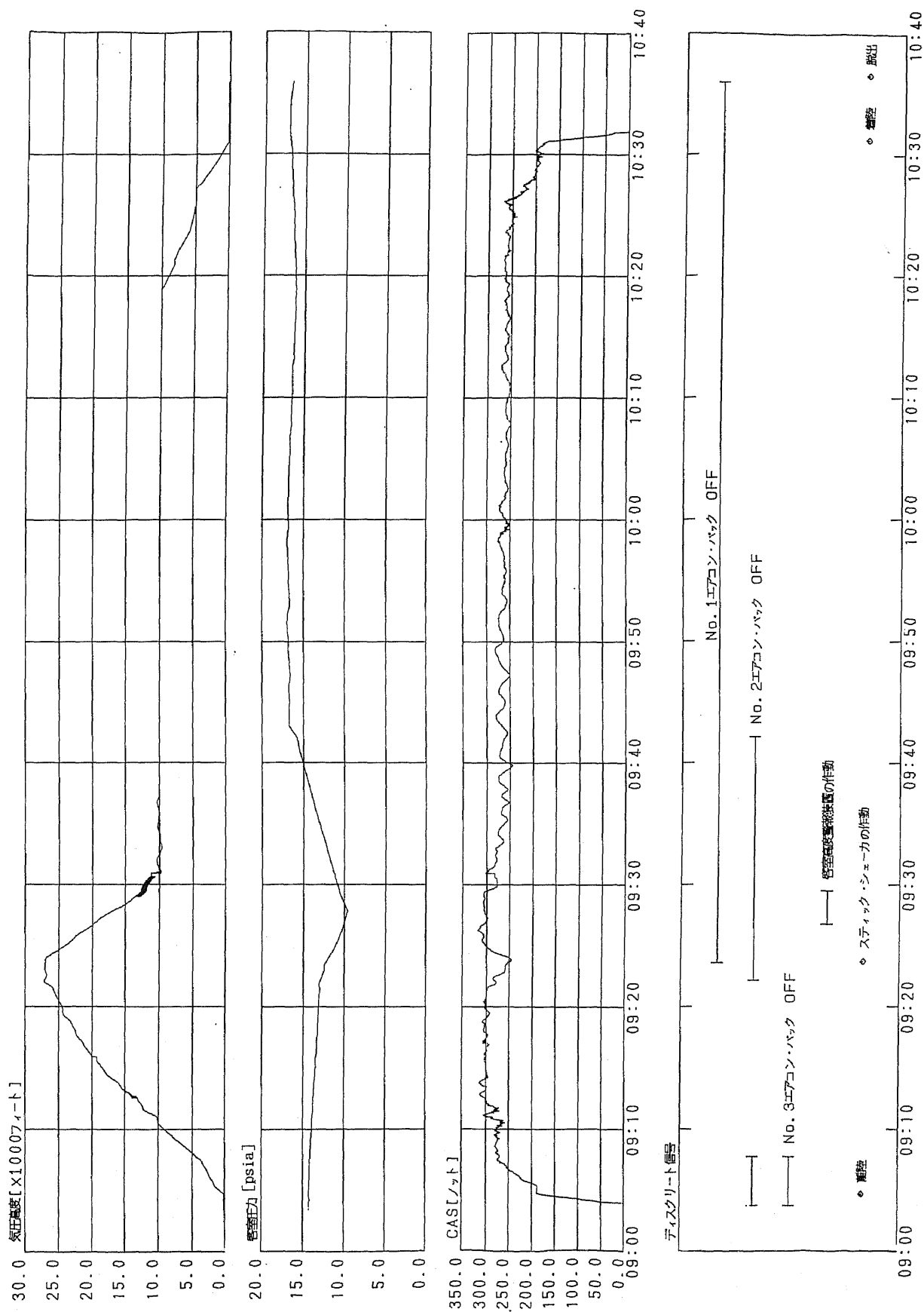
No. 1 ジェネレータ・フィーダ・ケーブル

付図 7 No.2エンジン燃料フィード・パイプ・クランプ

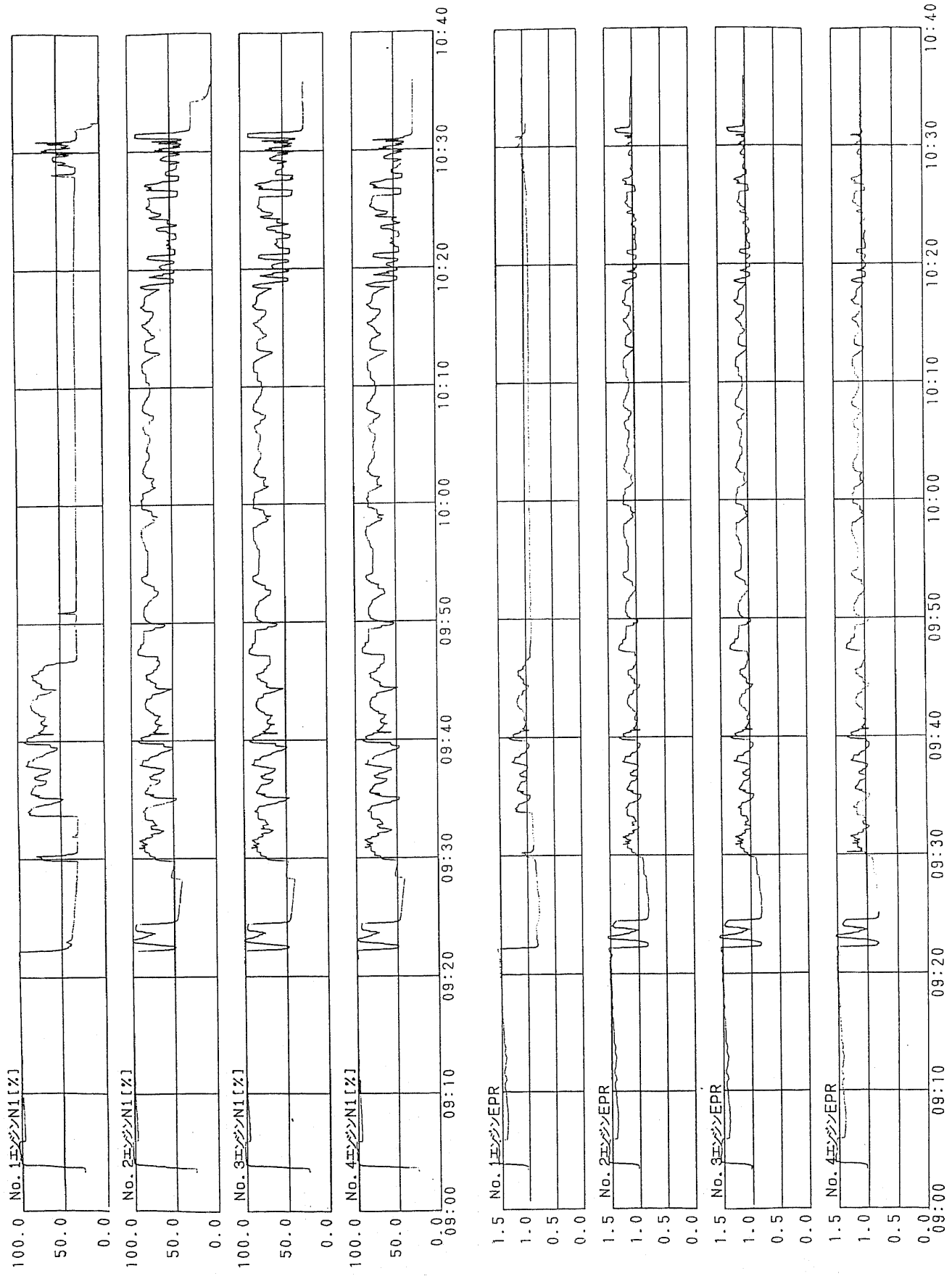


② No. 2エンジン燃料フィード・パイプ・クランプ

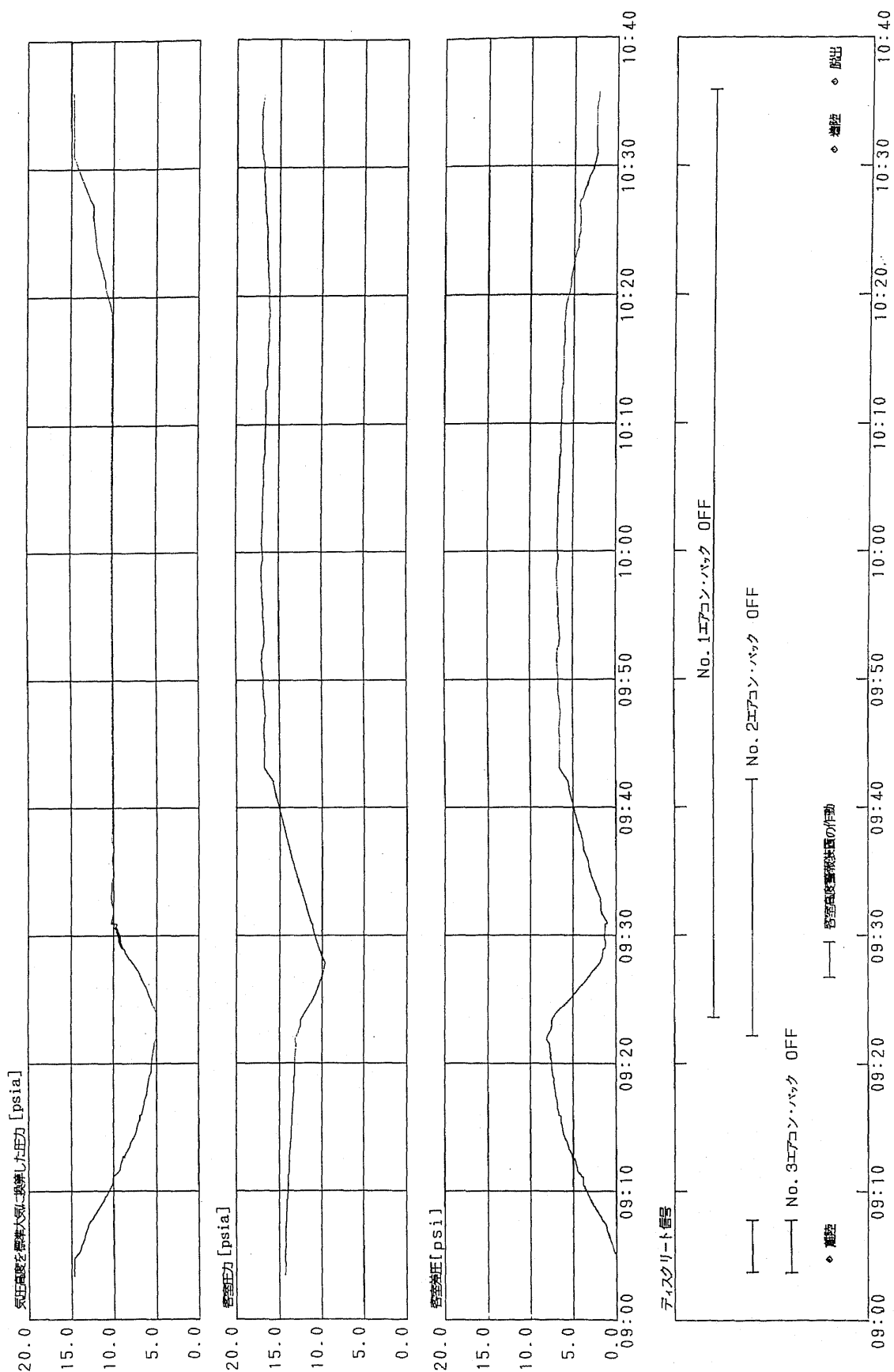
付図8 D F D R の記録



付図8 D F D R の記録（続き）

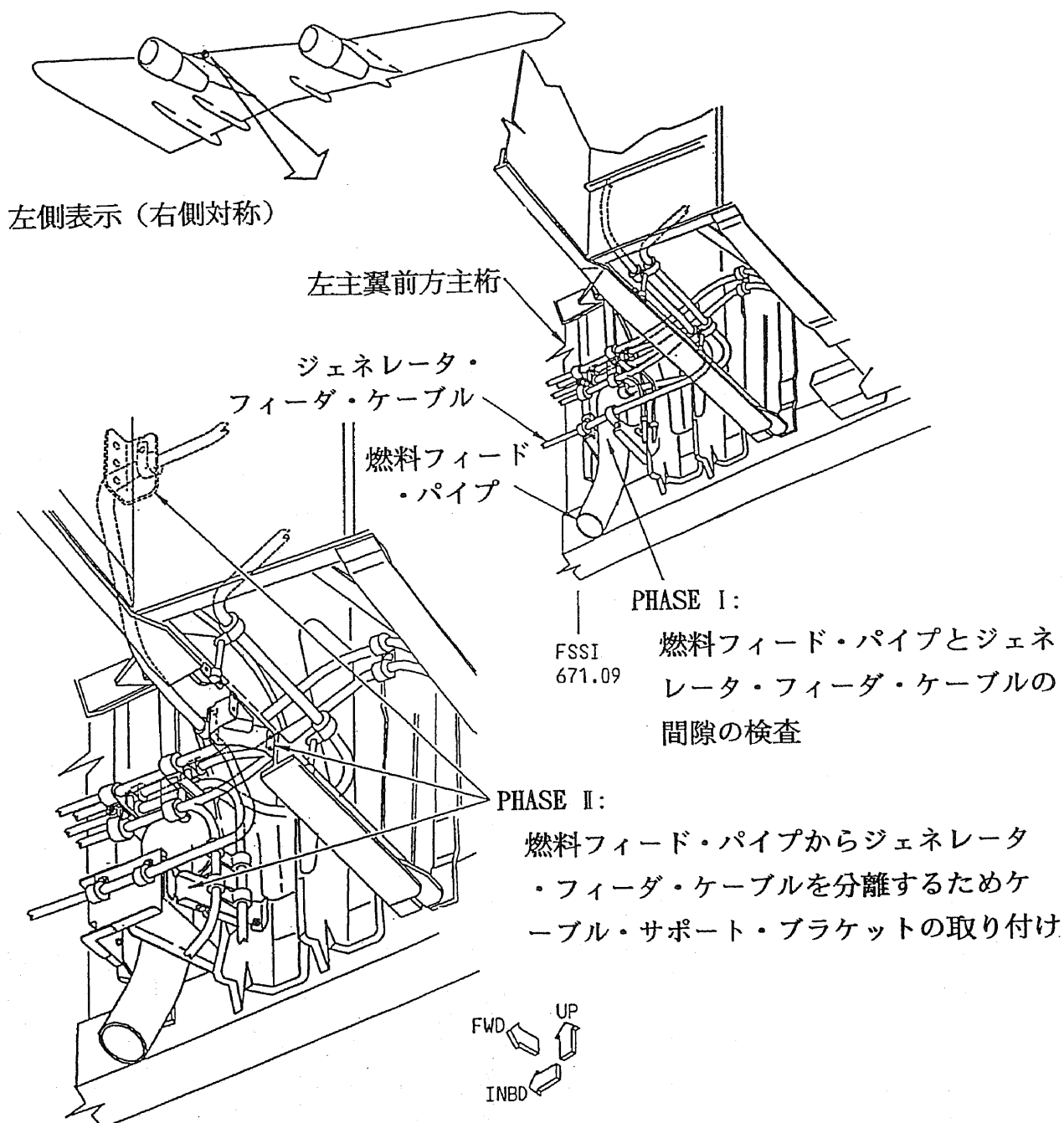


付図 9 客室与圧の状況



# 付図 10 ボーイング社 S B による NO. 1 ジェネレータ・フィーダ・ケーブル ・サポート・ブラケット取り 付けの改修

(ボーイング社サービス・ブリティン No. 747-24A2168)





# 写真 1 左主翼の火災発生箇所

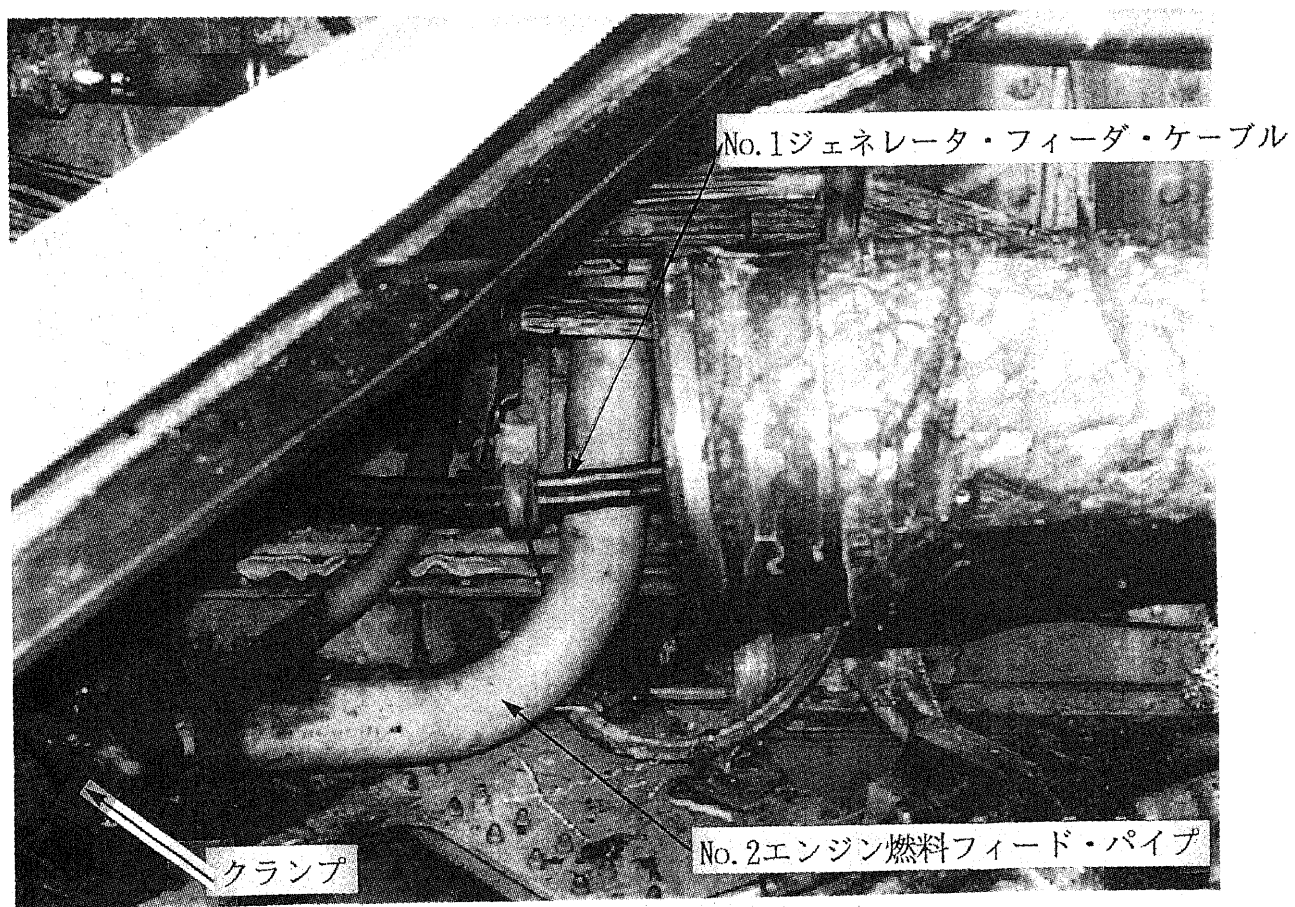
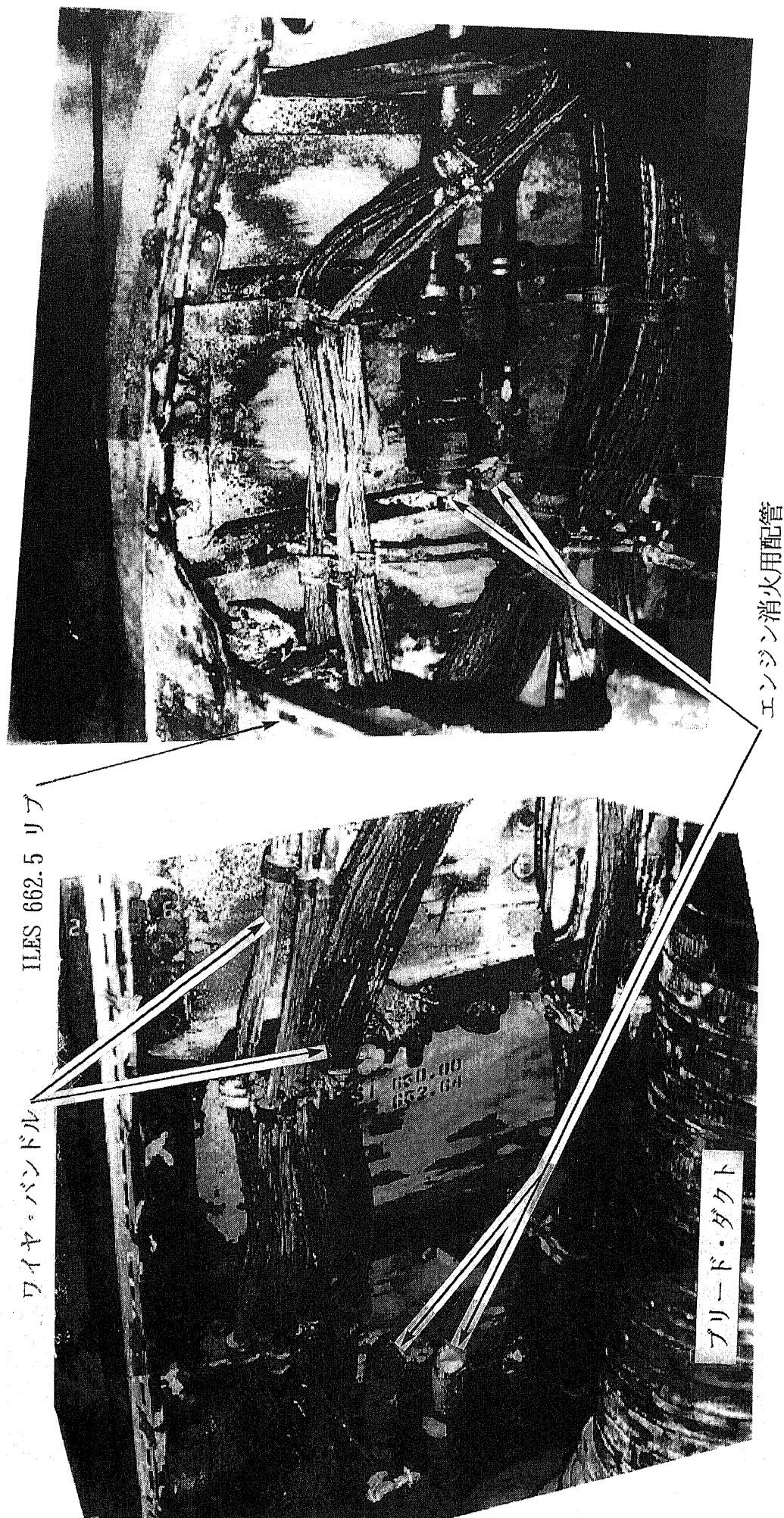


写真2 左主翼前縁内の焼損したワイヤ・バンドル、エンジン消火用配管等



### 写真3 No.2エンジンの燃料フィード・パイプ

No.2エンジン燃料フィード・パイプの損傷部（孔）

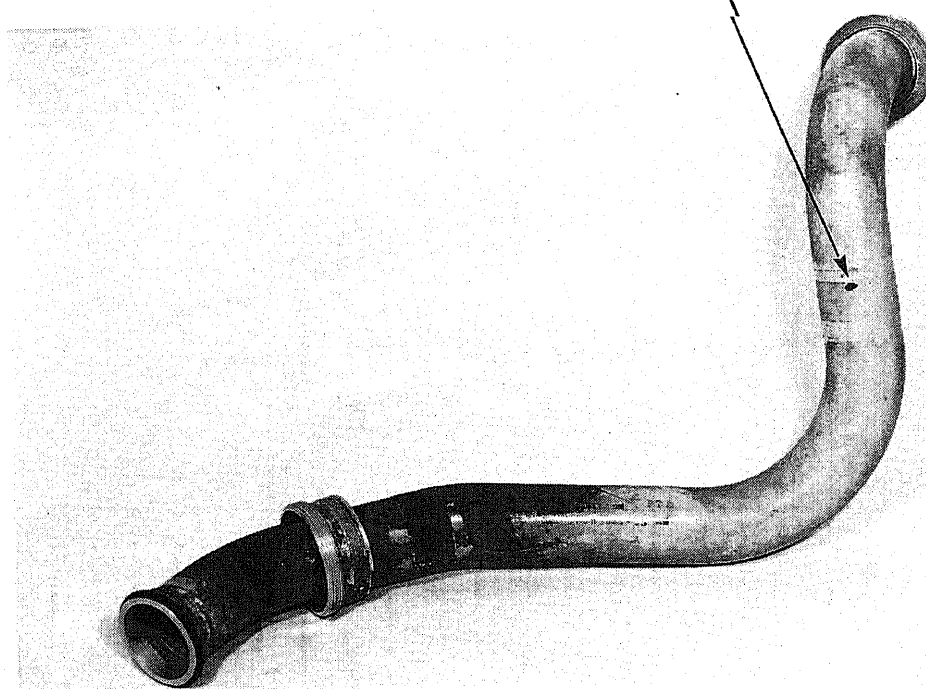
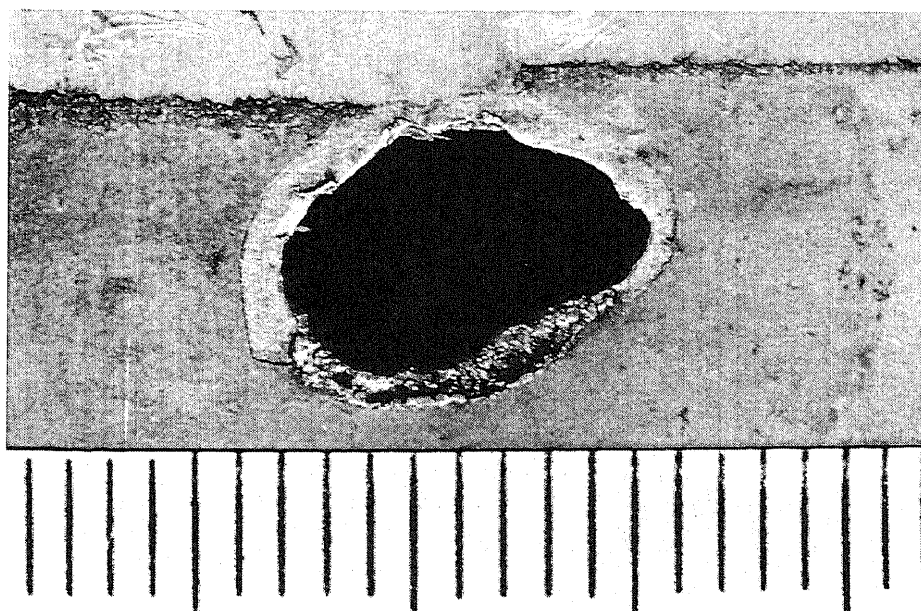


写真 4 No.2エンジンの燃料フィード・  
パイプの損傷部（孔）（拡大）

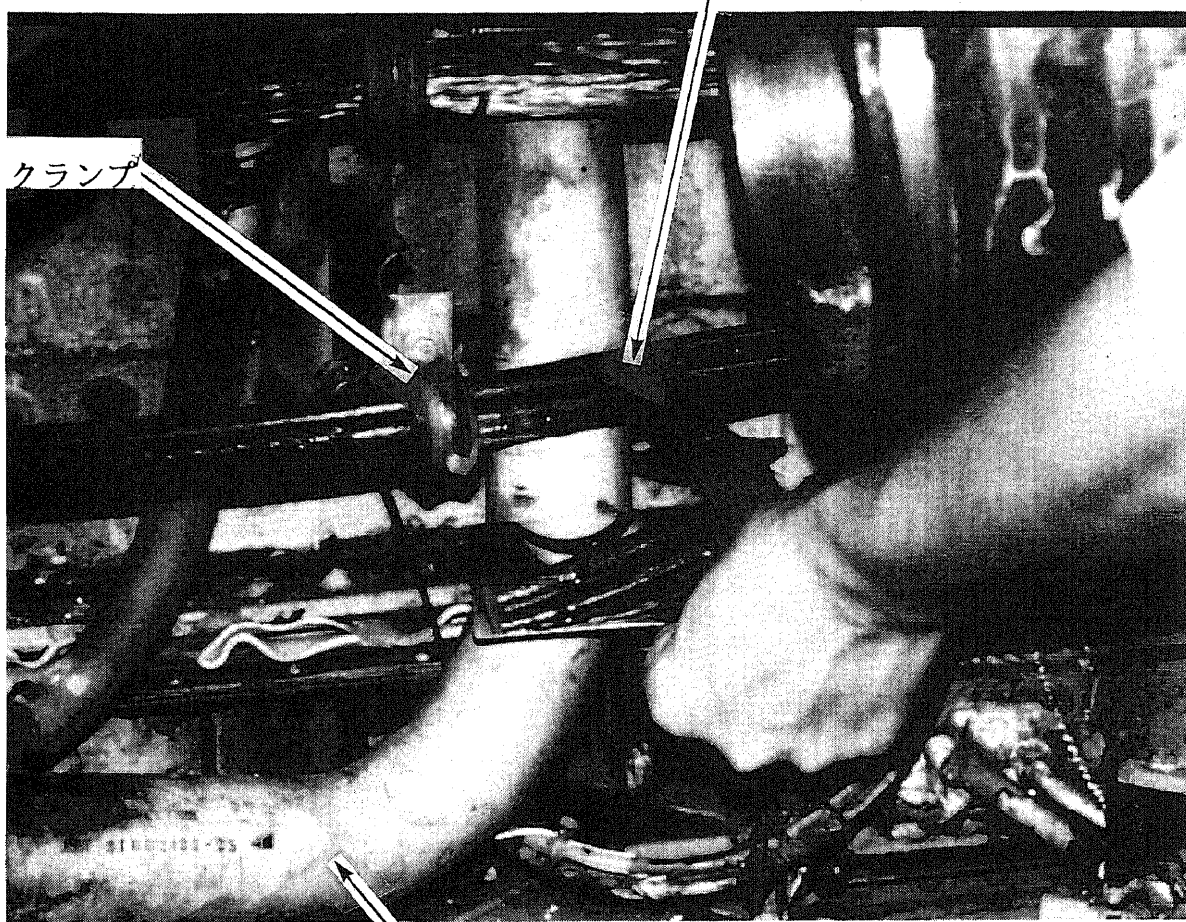


1目盛り：1ミリメートル



写真5 No.1ジェネレータ・フィーダ・  
ケーブル

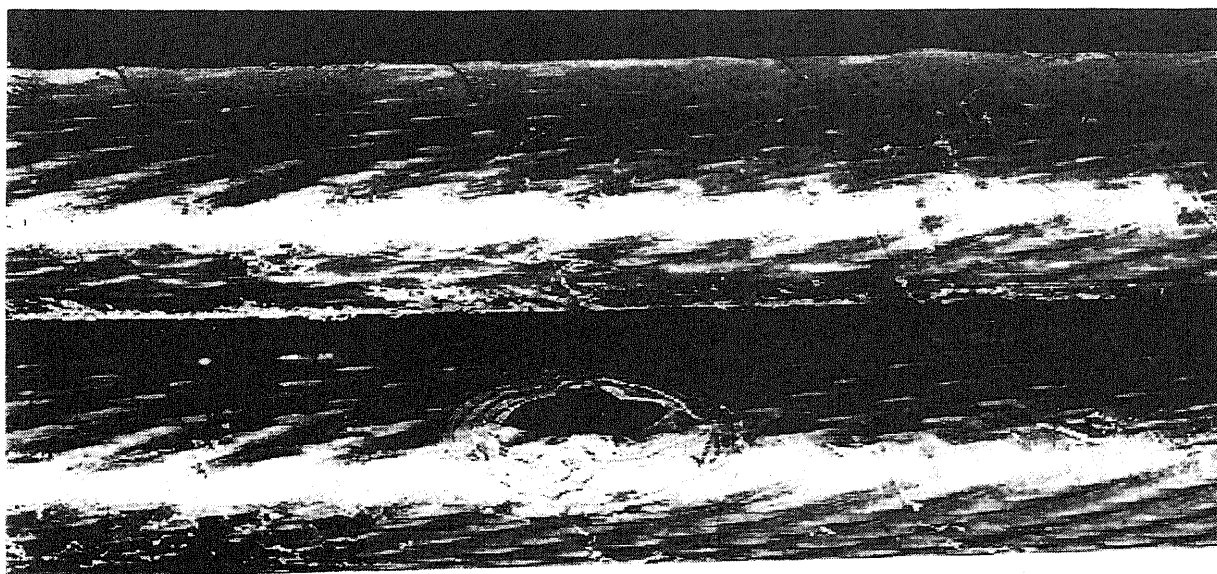
No.1ジェネレータ・フィーダ・ケーブル



クランプ

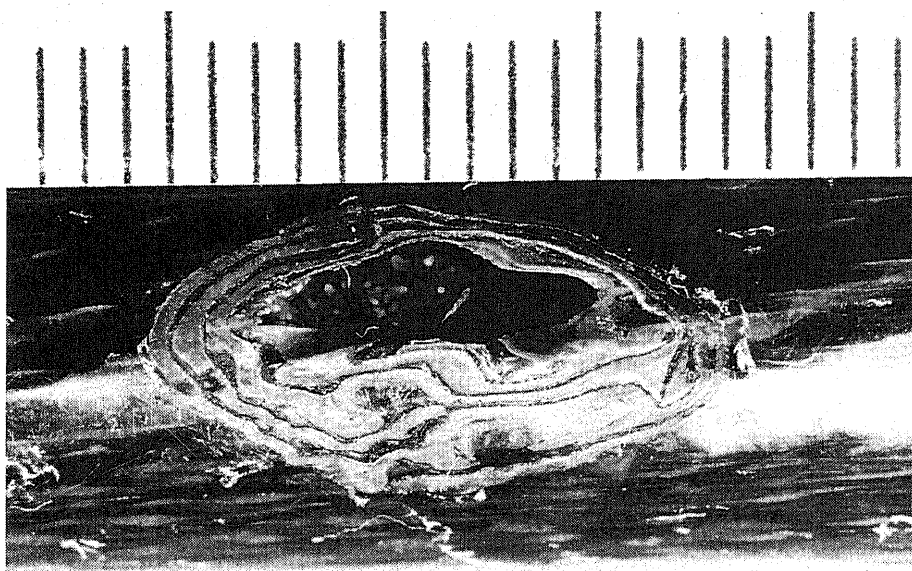
No.2エンジン燃料フィード・パイプ

写真6 No.1ジェネレータ・フィーダ・  
ケーブルの損傷部（空洞）



(拡大)

1目盛り：1ミリメートル



# 1 Progress and Process of Aircraft Accident Investigation

## 1.1 Summary of the Aircraft Accident

N663US, a Boeing 747-400, of Northwest Airlines departed New Tokyo International Airport for New York J. F. Kennedy International Airport about 0905 hours Universal Co-ordinated Time (1805 hours Japan Standard Time) on September 19, 1991. At about 0921 hours Universal Co-ordinated Time (1821 hours Japan Standard Time) when the aircraft was passing an altitude of approximately 26,000 ft during climb over the Pacific Ocean approximately 90 nautical miles east of New Tokyo International Airport, several messages to indicate malfunction of systems were displayed on instruments in the cockpit, and also malfunctions occurred to some systems, and therefore, the aircraft declared an emergency, and turned back for New Tokyo International Airport.

After fuel dumping was carried out, the aircraft made an emergency landing at the airport about 1031 hours Universal Co-ordinated Time (1931 hours in Japan Standard Time). In landing roll after touch-down, as well as at the time the aircraft came to a stop on a taxiway, fire occurred near the upper portion of No.2 engine pylon strut. About 1036 hours Universal Co-ordinated Time, an emergency evacuation was conducted on the taxiway for 294 passengers and a crew of 21, a total of 315 persons, in which occasion eight passengers were seriously injured in the evacuation

## 1.2 Outline of Aircraft Accident Investigation

### 1.2.1 Organization for Accident Investigation

1.2.1.1 On September 19, 1991, the Aircraft Accident Investigation Commission appointed the investigator-in-charge and six other investigators for investigation of this accident.

Alteration of the investigator-in-charge was made on April 1, 1993 in accordance with a personnel reshuffle.

#### 1.2.1.2 Participation in accident investigation of related foreign governments

The accredited representative of the United States of America and his advisors participated in this investigation.

#### 1.2.2 Period of Investigation

September 20~24, 1991	Investigation at accident site
Oct. 4,5 and 14, 1991	Investigation of aircraft, etc
Sept. 24, 1991~	Readout from CVR
May 29, 1992	
Oct. 3 and 4, 1991	Readout from DFDR
Oct. 20~25, 1991	Readout from CMC

#### 1.2.3 Hearing of comments of cause-related personnel

Hearings from them were conducted.

## 2 Factual Information

### 2.1 History of the Flight

N663US, a Boeing 747-400, of Northwest Airlines departed New Tokyo International Airport (hereinafter referred to as "Narita Airport") in a shower attendant on a typhoon for New York J. F. Kennedy International Airport as its Scheduled Flight 18 at 0905 hours Universal Co-ordinated Time (1805 hours in Japan Standard Time)(hereinafter, unless otherwise noted, time is represented by Universal Co-ordinated Time which is described as UTC) on September 19, 1991, with a flight crew of four, a cabin crew of 17 and 294 passengers (including 5 infants), 315 persons in total on board.

The flight plan of the aircraft filed to New Tokyo Airport Office, Civil Aviation Bureau, Ministry of Transport (hereinafter referred to as "New Tokyo Airport Office") was as follows:

Flight Rule: IFR, Destination: New York J. F. Kennedy International Airport,



Initial Cruising Speed: 524 knots, Initial Cruising Altitude: F290, Route: CVC (Choshi), OTR11, KAGIS, A590, PABBA -- (rest omitted)-- Estimated Time Enroute: 11 hours 41 minutes, Alternate Airport: Washington Dalles International Airport

According to statements of the crew, records of flight data recorder and the central maintenance computer, the flight conditions thereafter were as follows:

After takeoff, the aircraft continued climb normally. In the vicinity of Choshi flight was conducted so as to evade a heavy rain area which was recognized on radar display. On passing this area (at an altitude of approximately 14,000 ft), the aircraft encountered light to moderate turbulences at times. When approaching KAGIS, the aircraft was cleared out of clouds at an altitude of approximately 24,000 ft and brought into the on-top condition.

About 0921 UTC, approximately 16 minutes after takeoff, when the aircraft was passing an altitude of approximately 26,000 ft during climb to the assigned Flight Level 330 at a CAS of approximately 300 knots over the Pacific Ocean approximately 90 nautical miles east of Narita Airport, many messages involving messages on malfunctions of systems relating to No.1 engine were displayed on the Engine Indicating and Crew Alerting System (hereinafter referred to as "EICAS"), and moreover at almost the same time, various malfunctions occurred.

Major EICAS messages displayed were as follows:

- (1) Left Wing Bleed Duct Leak  
    (BLD DUCT LEAK L)
- (2) No.1 Generator Trip  
    (ELEC GEN OFF 1)
- (3) Flap System     Inoperation of Primary Pneumatic Mode  
    (FLAPS PRIMARY)
- (4) No.1 Engine Nacelle     Overheat  
    (OVHT ENG 1 NAC)
- (5) Flap System     Inoperation of Primary Pneumatic Mode  
    (FLAPS DRIVE)

Around the time these messages were displayed, the leading edge flap expanded display was shown on EICAS indicating that the position sensor of the midspan and outboard group of left wing leading edge flaps failed and also that the

inboard and the midspan group of right wing leading edge flaps came to a stop in the in-transit condition. In addition, "REV" in amber was displayed on EICAS indicating that No.1 engine thrust reverser was unlocked. However, according to the flight crew, neither yawing nor buffet was recognized. After malfunctions occurred, the flight crew took necessary corrective actions or make a search for the EICAS messages and system malfunctions. To secure No.1 hydraulic system No.1 engine was not shut down, reduced to "idle", and was used as thrust as necessary. Furthermore, the alternate captain and the alternate copilot who had been in the cockpit assisted the captain and the copilot.

After malfunctions occurred, further climb was suspended and the aircraft was in a level flight at an altitude of approximately 27,000 ft for approximately 2 minutes. The captain declared an emergency about 0924 UTC to the Tokyo Area Control Center(Tokyo ACC), and initiated descent to an altitude of 10,000 ft with a clearance obtained. Descent was made with the speed brake at a CAS of approximately 300 knots.

The autothrottles had been in use during climb, but about 0923 UTC they were disconnected by the flight crew to maintain the climb power because an abnormal move of the throttle levers to retard to the idle position was indicated. The autopilot was used after past 0922 UTC, but it was disengaged by the flight crew because a malfunction occurred about 0923 UTC. However, the autopilot returned to normal later on, and was used from about 0938 UTC until before landing.

Moreover, the maximum speed bar on the speed indicator of the Primary Flight Display (PFD) lowered to 260 knots and when the aircraft was decelerated the maximum speed bar and the minimum speed bar came closer to and sometimes overlapped each other, and the stick shaker became activated 5 times in total about the time a descent was initiated from the level flight at approximately 27,000 ft (a period from about 0923 UTC to about 0924 UTC).

After about 0921 UTC when a series of malfunctions occurred, the auto-control of cabin pressurization system became inoperative, and the cabin altitude and temperature began to increase. Then the caution message 《CABIN ALT AUTO》 indicative of failure of the auto-control was displayed on EICAS. The cabin altitude continued to increase during descent to the altitude of 10,000 ft and exceeded 10,000 ft during the period of about 0927 UTC to about 0929 UTC, with

the result that the master warning and the cabin altitude warning became activated and the flight crew had an oxygen mask on. The cabin altitude increased temporarily to approximately 11,300 ft. Thereafter the outflow valve was controlled manually, and after 0928 UTC the cabin altitude turned reversely to decrease, and down to approximately minus 3,800 ft about 0943 UTC. (However, indication on EICAS is limited to down to minus 1,100 ft) Thereafter the cabin altitude repeated a small variation up and down several times at approximately minus 4,000 ft. The flight crew stated that the cabin pressurization system was being manually controlled, but pointers of the instrument to indicate positions of the outflow valves were stuck at "1/8 open" for the left and at "full close" for the right.

At the time the aircraft, continuing descent, reached approximately 60 nautical miles east of KAGIS (approximately 180 nautical miles east of Narita Airport), the captain decided to return to Narita Airport, and began turn-back about 0930 UTC for Narita Airport with a clearance obtained from Tokyo ACC.

After descent to 10,000 ft, fuel dumping was started from about 0931 UTC while making a level flight over ocean in order to reduce the aircraft weight to the maximum landing weight (630,000 lb). However, due to malfunction of the left wing fuel jettison system, as much as 50 minutes was needed before it was finished about 1023 UTC when the aircraft was passing 6,000 ft in a further descent from 10,000 ft.

About 1010 UTC, the aircraft requested arrangement of emergency vehicles to Approach Control of the New Tokyo Airport Office (Narita Approach).

During this period, cabin attendants were informed by the flight crew that the aircraft was returning to Narita Airport for emergency landing due to systems malfunction, together with necessary instructions. The flight crew made also a cabin announcement to that effect for passengers.

Cabin attendants made briefing on emergency landing and evacuation procedures to passengers.

Flap position 25 was used for landing, and approach speed was 180 knots at the end of runway, 20 knots higher than usual, because malfunction of the leading edge flaps had been recognized.

The aircraft landed on Runway 34 of Narita Airport. All 4 engines were used as usual at the time of landing. However, as to thrust reversers, No.1 engine was not used, No.2 and No.3 engine were used as usual, and No. 4 engine at near idle thrust. About 1032 UTC, the aircraft, while landing roll on the runway in the vicinity of the crossing with Taxiway A3, received a report that "Left engine fired" from Airport Control Tower of New Tokyo Airport Office (Narita Tower) who recognized fire near the left engine; almost at the same time the flight crew also recognized the fire on the left side of the aircraft. Since malfunction relating to No. 1 engine had been displayed on EICAS, the flight crew immediately shut down No.1 engine, and discharged extinguisher to the engine. The fire was extinguished once. The aircraft cleared off the runway, entered Taxiway A through Taxiway A2, came to a stop in the vicinity of the crossing with Taxiway P1, and requested a tug.

About 1035 UTC fire vehicles which had followed the aircraft recognized that fire occurred again from near No.2 engine, and the aircraft was informed of it through the control tower. The flight crew also recognized flames of the fire, the captain shut down No.2 engine and discharged extinguisher. The fire vehicles discharged extinguisher around No.2 engine. The tower advised an emergency evacuation from the right side. The captain, who had also confirmed the fire flames on the left side of the aircraft, decided to make an emergency evacuation from the right side. The fire was extinguished about 1036 UTC.

About 1036 UTC emergency evacuation was directed, and No. 3 and No. 4 engine were also shut down.

In the dark of night and in the shower affected by a typhoon which was passing, the emergency evacuation was carried out using escape slides from R1, R2, R4, R5 doors on the right side as well as L1 door on the left side, and time was required to open doors, because the cabin had not been depressurized at the time the emergency evacuation was directed with a cabin pressure of approximately 2.6 psi(pound/square inch) higher than the outside atmosphere.

In this emergency evacuation, out of 315 persons consisting of 21 crew members and 294 passengers, 8 passengers were seriously, and 38 passengers slightly injured.

About 1140 UTC the aircraft was removed by a tug to the parking area (Spot 313)

from the taxiway where the emergency evacuation was conducted. About 1301 UTC fire occurred near No.2 engine when a mechanic of the company connected external power in order to unload passenger baggage left in the cabin, but the fire was immediately put off. (see Attached Figs. 2, 8 and 9)

The runway of the airport was closed from 1031 UTC to 1052 UTC due to the emergency landing of the aircraft, and three of estimated arrivals changed the destination to and landed at the other airports within Japan.

## 2.2 Injuries to Persons

Out of 315 persons on board of crew and passengers, 8 passengers were seriously, and 38 passengers slightly injured.

## 2.3 Damage to Aircraft

### 2.3.1 Extent of Damage

The aircraft was substantially damaged.

### 2.3.2 Damage to Aircraft by part

Damage to each part of the aircraft was as follows: (see Attached Figs 5 ~7 and Photos. 1~6)

#### (1) Panel (outer skin)

- \* Access panel(No.511BB) on the wings undersurface inboard of No.2 engine pylon strut: burned, and the blowout panel: separated (the said blowout panel is designed to separate by a differential pressure of 2.5 psi)
- \* Access panel (No.511CT) on wing's upper surface as well as the inside of the fixed panel adjacent thereto: burned

- \* No. 2 engine pylon strut fairing panel (inside): burned

## (2) Structural Parts

- \* Left and right skate angle of No.2 engine pylon strut: deformed by heat
- \* Web stiffener of No.2 engine pylon strut: deformed by heat
- \* Wing leading edge rib at inboard leading edge station (ILES)662.5: burned

## (3) Inside of Left Wing Leading Edge at the upper portion of No. 2 engine pylon strut (between ILES630~693)

- \* No.2 engine fuel feed pipe: damaged (hole)
- \* No.1 generator feeder cable: damaged (cavity)
- \* No.2 engine fuel feed pipe
  - clamp bolt: fractured,
  - block: burned
- \* Wire bundles: burned
- \* Piping for fire extinguisher for No.1 and No.2 Engine: melted
- \* Wires of electric motor for driving leading edge flaps: burned

## (4) Engines

No fire occurred on engines.

## 2.4 Damage to Other than Aircraft

None

## 2.5 Crew Information

### 2.5.1 Flight Crew

- (1) Captain: Male, Aged 46



Flight Experience on the type	413 hours 13 minutes
Flight Time in last 90 days	249 hours 27 minutes
Flight Time in last 30 days	60 hours 03 minutes
Rest period before the flight	49 hours 15 minutes

Note: He entered the company May 23, 1966.

He received the latest training of Emergency Procedures on Feb. 22, 1991.

(4) Alternate Copilot : Male, Aged 39

Airline Transport Pilot License	acquired Feb. 1976
Type Rating Boeing 747-400	acquired on Sept. 19, 1990 (latest revision June 16, 1991)

Class 1 Medical Certificate  
issued May 6, 1991 (valid until May.31, 1992)

Total Flight Experience	5,520 hours
Flight Experience on the type	600 hours
Flight Time in last 90 days	206 hours 44 minutes
Flight Time in last 30 days	31 hours 54 minutes
Rest period before the flight	49 hours 15 minutes

Note: He entered the company Oct. 10, 1983.

He received the latest training of Emergency Procedures on Feb. 12, 1991.

## 2.5.2 Cabin Crew

(1) Lead Flight Attendant A Female, Aged 40

Position during evacuation	Door L1
acquired qualification as attendant	April 22, 1974
Latest training on emergency procedures	June 1991
Rest period before the flight	more than 24 hours

(2) Flight Attendant B Female, Aged 37

Position during evacuation	Door L2
acquired qualification as attendant	June 24, 1974
Latest training on emergency procedures	Sept. 1991
Rest period before the flight	more than 24 hours

(3) Flight Attendant C Female, Aged 41



Position during evacuation	Door L2, assistant
acquired qualification as attendant	Feb. 26, 1973
Latest training on emergency procedures	July 1991
Rest period before the flight	more than 24 hours
(4) Flight Attendant D              Female, Aged 37	
Position during evacuation	Door L3
acquired qualification as attendant	Feb. 6, 1978
Latest training on emergency procedures	August 1991
Rest period before the flight	more than 24 hours
(5) Flight Attendant E              Female, Aged 33	
Position during evacuation	Door L3, assistant
acquired qualification as attendant	Feb. 5, 1979
Latest training on emergency procedures	August 1991
Rest period before the flight	more than 24 hours
(6) Flight Attendant F              Female, Aged 34	
Position during evacuation	Door L4
acquired qualification as attendant	May 11, 1977
Latest training on emergency procedures	April 1991
Rest period before the flight	more than 24 hours
(7) Flight Attendant G              Female, Aged 39	
Position during evacuation	Door L4 assistant
acquired qualification as attendant	June 24, 1974
Latest training on emergency procedures	May 1991
Rest period before the flight	more than 24 hours
(8) Flight Attendant H              Female, Aged 26	
Position during evacuation	Door L5
acquired qualification as attendant	August 4, 1990
Latest training on emergency procedures	August 1991
Rest period before the flight	more than 24 hours
(9) Flight Attendant I              Female, Aged 37	
Position during evacuation	Door R1

acquired qualification as attendant	January 31, 1977
Latest training on emergency procedures	March 1991
Rest period before the flight	more than 24 hours
(10) Flight Attendant J                      Female, Aged 32	
Position during evacuation	Door R1, assistant
acquired qualification as attendant	January 15, 1979
Latest training on emergency procedures	August 1991
Rest period before the flight	more than 24 hours
(11) Flight Attendant K                      Female, Aged 29	
Position during evacuation	Door R2
acquired qualification as attendant	April 30, 1984
Latest training on emergency procedures	May 1991
Rest period before the flight	more than 24 hours
(12) Flight Attendant L                      Female, Aged 38	
Position during evacuation	Door R2, assistant
acquired qualification as attendant	January 17, 1977
Latest training on emergency procedures	March 1991
Rest period before the flight	more than 24 hours
(13) Flight Attendant M                      Female, Aged 36	
Position during evacuation	Door R3
acquired qualification as attendant	June 11, 1979
Latest training on emergency procedures	April 1991
Rest period before the flight	more than 24 hours
(14) Flight Attendant N                      Female, Aged 28	
Position during evacuation	Door R4
acquired qualification as attendant	January 24, 1990
Latest training on emergency procedures	May 1991
Rest period before the flight	more than 24 hours
(15) Flight Attendant O                      Female, Aged 45	
Position during evacuation	Door R5
acquired qualification as attendant	April 7, 1990

Latest training on emergency procedures	May 1991
Rest period before the flight	more than 24 hours

(16) On-Board Service Manager P Female, Aged 24

acquired qualification as attendant	June 18, 1990
Latest training on emergency procedures	Feb. 1991
Rest period before the flight	more than 24 hours

(17) Interpreter Q Female, Aged 24

acquired qualification as attendant	March 16, 1987
Latest training on emergency procedures	Feb. 1991
Rest period before the flight	more than 24 hours

## 2.6 Aircraft Information

### 2.6.1 Aircraft

Type:	Boeing 747-400
Serial Number:	23818 (Line No. 715)
Date of Manufacture:	January 1989
Certificate of Airworthiness:	issued January 15, 1989
Total Time:	9,474 hours 43 minutes
Time since Previous Inspection (Inspection A conducted August 31, 1991):	270 hours 58 minutes

### 2.6.2 Engines

Type: Pratt and Whitney PW-4056

	No.1	No.2	No.3	No.4
Serial No.	17518	17580	17566	17519
Date of Manufacture	July 5, 1988	March 31, 1989	Feb. 7, 1989	July 3, 1988
Total Run Hours	9,474 h 43'	4,743 h 20'	6,904 h 17'	9,474 h 43'
Run Hours				

since previous inspection	270 h 58'	270 h 58'	270 h 58'	270 h 58'
---------------------------	-----------	-----------	-----------	-----------

### 2.6.3 Weight and Center of Gravity

The weight of the aircraft at the time of landing is calculated as approximately 626,000 pounds and the center of gravity as 25.0 % MAC, and both being within allowable limits (the maximum landing weight is 630,000 pounds, and the center of gravity corresponding to the weight at the time of landing is 13.0 ~ 33.0 % MAC).

### 2.6.4 Fuel and Lubrication Oil

The fuel on board was JET A-1 and lubrication oil was Esso 2380 (MIL-L-23699), both being regular products for the aircraft use.

## 2.7 Meteorological Information

### 2.7.1 Synoptic Weather

The synoptic weather disclosed by Choshi District Weather Service Center of the Meteorological Agency at 0900 UTC of the day was as follows:

Typhoon 18 is proceeding to NE direction over ocean SSW of the Hachijo Island, and an autumn rain front is becoming active. Caution should be exercised since both the wind and rain are expected to remain strong in Chiba Prefecture until the midnight.

Presently, the following warnings and advisories have been issued:

warning for heavy rain and flood, and advisory for thunderstorm, gale and high waves, to NW area of Chiba Prefecture; warning for heavy rain, flood, storm and high waves, and advisory for thunderstorm to NE area of Chiba Prefecture; and warning for heavy rain, flood, storm and high waves, and advisory for thunderstorm to S area of Chiba Prefecture.

### 2.7.2 Surface Chart

In Attached Figs. 3 a) and b) are shown the Surface Charts (a part of ASAS: the Asia Surface Analysis) at 0600 UTC and 1200 UTC of the day disclosed by the Meteorological Agency.

### 2.7.3 Upper-Air Chart

In Attached Figs. 4 a) ~ d) are shown 850, 700, 500 and 300 hPa Upper-Air Charts at 0000 UTC and 1200 UTC of the day disclosed by the Meteorological Agency.

### 2.7.4 Aeronautical Meteorological Observations at Narita Airport

The following are routine and special aeronautical meteorological observations by the Aviation Weather Service Center, New Tokyo International Airport in the time zones relating to the accident.

0900 UTC	Wind direction/speed	040 deg/05 kt
	Visibility, Weather	2,500 meters, heavy showers(81)
	Cloud	3/8 ST 500 ft 7/8 CU 2,000 ft
	Tem/Dew Pt.	22° C/22° C
	QNH	29.19 inches Hg
	Remarks	Haze, temporally 5/8 ST 500 ft 7/8 CU 2,000 ft
0919 UTC	Wind direction/speed	060 deg/05 kt
	Visibility, Weather	2,500 meters, heavy showers(81)
	Cloud	5/8 ST 200 ft 7/8 CU 1,500 ft
	Remarks	Haze
0930 UTC	Wind direction/speed	variable/05 kt
	Visibility, Weather	3,200 meters, heavy showers(81)
	Cloud	3/8 ST 200 ft 7/8 CU 1,500 ft
	Tem/Dew Pt.	22° C/22° C
	QNH	29.18 inches Hg
	Remarks	Haze, temporally 040 deg/25 kt max. 40 kt, 5/8 ST 500 ft 7/8 CU 1,500 ft

0937 UTC	Wind direction/speed	240 deg/06 kt
	Visibility, Weather	3,000 meters, heavy showers(81)
	Cloud	5/8 ST 200 ft 7/8 CU 1,500 ft
	Remarks	Haze
1000 UTC	Wind direction/speed	050 deg/09 kt
	Visibility, Weather	2,800 meters, heavy showers(81)
	Cloud	5/8 ST 200 ft 7/8 CU 1,400 ft
	Tem/Dew Pt.	22° C/22° C
	QNH	29.18 inches Hg
	Remarks	Haze, temporally 040 deg/25 kt max.40 kt, 5/8 ST 500 ft 7/8 CU 1,500 ft
1020 UTC	Wind direction/speed	020 deg/07 kt
	Visibility, Weather	2,200 meters, heavy showers(81)
	Cloud	6/8 ST 200 ft 7/8 CU 1,200 ft
	Remarks	Haze
1030 UTC	Wind direction/speed	020 deg/07 kt
	Visibility, Weather	2,200 meters, heavy showers(81)
	Cloud	6/8 ST 200 ft 7/8 CU 1,200 ft
	Tem/Dew Pt.	22° C/22° C
	QNH	29.19 inches Hg
	Remarks	Haze, temporally 040 deg/25 kt max.40 kt, 5/8 ST 500 ft 7/8 CU 1,500 ft
1100 UTC	Wind direction/speed	350 deg/07 kt
	Visibility, Weather	2,200 meters, heavy showers(81)
	Cloud	5/8 ST 200 ft 7/8 CU 1,200 ft
	Tem/Dew Pt.	22° C/22° C
	QNH	29.19 inches Hg
	Remarks	Haze, temporally 040 deg/25 kt max.40 kt, 5/8 ST 500 ft 7/8 CU 1,500 ft

(Note) The figure (81) in the weather above indicates a moderate or heavy shower of which momentous intensity at the time of observation is 3.0 mm/hour~25.0 mm/hour.

Amounts of precipitation per hour observed by Aviation Weather Service Center, New Tokyo International Airport in the time zone relating to the accident are as follows:

0900 UTC	20.5 mm
1000 UTC	11.0 mm
1100 UTC	5.0 mm

#### 2.7.5 Meteorological Conditions in flight

According to the flight crew, meteorological conditions in flight were as follows:

Takeoff and landing were made in a shower, and below the flight level 240 flight was made mostly within clouds except that the aircraft was occasionally out of clouds when dumping fuel at an altitude of 10,000 ft. Light to moderate turbulences were encountered during climb near Choshi after takeoff, as well as during approach on ILS to Narita Airport.

#### 2.8 Communications

The aircraft had maintained communication with Tokyo Area Control Center(on 133.6 MHz), Narita Approach Control (on 125.8 MHz and 120.2 MHz) and Narita Tower (on 118.2 MHz) after abnormalities occurred to the aircraft and the aircraft initiated return to Narita Airport. Communications with these facilities had been kept good.

#### 2.9 Aids to Navigation and others

##### 2.9.1 Aerodrome

Narita Airport is in Narita City of Chiba Prefecture located about 60 km east of the center of Tokyo and the airport is administered by New Tokyo International Airport Authority.

Elevation of the airport is 41 meters, and the runways 16/34, 4,000 meters in length, 60 meters in width paved with asphalt concrete and grooved 3,250 meters long and 60 meters wide.

Runway 34 was used for takeoff and landing of the aircraft and the runway had been in normal operation.

## 2.9.2 Aids to Navigation

Aerodrome facilities required for operation of the aircraft and aids to navigation related to the flight route of the aircraft were all in normal operation during the time zone related to the operation of the aircraft.

## 2.10 Flight Data Recorder and Cockpit Voice Recorder

The aircraft was equipped with a Fairchild Model F800 Digital Flight Data Recorder (hereinafter referred to as DFDR), and a Fairchild Model A100A Cockpit Voice Recorder (hereinafter referred to as CVR).

Both equipment, which were installed in the aft equipment center in the aft fuselage, were recovered intact.

### 2.10.1 DFDR

In DFDR were recorded all flight data from 0850:59 UTC at which an engine was started first to take off Narita Airport through to 1036:12 UTC at which all engines were shut down prior to execution of emergency evacuation of passengers and crew after the aircraft returned to the airport due to occurrence of abnormalities in flight. (The DFDR is capable of 25 hours recording, and recording begins when one engine starts and ends when all engines are shutdown.)

There was an unreadable part in DFDR record which was probably caused at time the record track was switched over, but the recording was in a good condition on



the whole.

Main results of analysis on DFDR record are shown in para. 3.1.2.

#### 2.10.2 CVR

In CVR were recorded all data from 1005:22 UTC at which time fuel dumping was being conducted through to 1036:42 UTC at which time power to run CVR went off due to shut-down of all engines and the auxiliary power unit (APU) prior to emergency evacuation of passengers and crew after the aircraft returned to Narita Airport. The CVR is capable only of 30 minutes recording, and most of voice communications of the flight crew, after about 0921 UTC at which several messages indicating system malfunctions were shown on EICAS, did not remain in the record. The source of each channel of CVR was as follows:

Channel 1 : Audio Control Panel on Observer's seat

Channel 2 : Audio Control Panel on Co-pilot's seat

Channel 3 : Audio Control Panel on Captain's seat

Channel 4 : Area Microphone

However, it was difficult to separate voice communications exchanged between crew in the cockpit from ATC communications, and a part of the record was unanalyzable, because the flight crew was monitoring the ATC communications by speakers in the cockpit, and they were mixed in into Channel 4.

CVR records in the emergency evacuation are shown in para. 3.1.3.

#### 2.11 Medical Information

Out of a total of 315 persons on board consisting of a crew of 21 and 294 passengers, eight passengers were seriously injured. According to the diagnosis of the hospital where they were accommodated, six of the seriously injured sustained fracture of the thoracic vertebra, lumbar vertebra, or leg joint, while the other two sustained sprain. Besides, 38 persons were slightly injured, and their injuries were bruise, sprain, graze, etc., according to records of hospitals where they received treatment.

According to the injured persons, they suffered the injury in the emergency evacuation.

2.12 Information on search, rescue and evacuation relating to survival  
or death of, or injury to persons

2.12.1 Emergency training of crew

Company regulations of Northwest Airlines prescribe that flight crew and cabin attendants must receive training on emergency procedures once a year, and record of the company indicates that the crew had received the said training as described in para. 2.5.

2.12.2 Actions taken by flight crew in emergency evacuation

According to the flight crew, actions which were taken by them at the time the system malfunction occurred and the emergency landing and emergency evacuation were made are as follows:

During the period fuel dumping was being carried out for return, the flight crew informed cabin attendants that emergency landing on Narita Airport would be made because of system malfunctions, and cabin announcement to that effect was also made to passengers.

Since malfunctions relating to No.1 engine were displayed on EICAS, the flight crew judged the fire which actually occurred near No.2 engine in landing roll as a fire of No.1 engine, shut down No.1 engine, pulled the fire handle, stopped on the taxiway, and waited for tow, considering loss of No.1 hydraulic pressure.

Since a fire occurred again near No.2 engine, the captain shut down No.2 engine, and pulled the fire handle. At this time he decided to make an emergency evacuation and about 1035:40 UTC gave cabin attendants the instruction "EASY VICTOR" (an instruction for cabin attendants to be prepared for an emergency evacuation) and directed about 1035:50 UTC passengers through the Passenger Address System (PA) to make emergency evacuation from the right-side of the aircraft. This was followed by shut-down of other engines, discharge of extinguisher, and confirmation of the emergency procedures by the emergency evacuation check list.

Around this time, the captain was told by the alternate captain who went to the

cabin to confirmed the situation there and returned that the cabin was not depressurized and doors on the main deck could not be opened. The captain then attempted to open manually the outflow valve. According to the captain, he was uncertain of whether there was power source available to control the valve after all engines had been shut down, and also of whether the valve could be opened since the valve had become uncontrollable before landing, but when he was holding the outflow valve manual control to open, he observed passengers who evacuated and running away from the aircraft through the right-side window, by which he became aware that doors had been opened.

The flight crew evacuated out of the aircraft after evacuation of all passengers was confirmed, and attended thereafter to guidance of passengers.

The captain stated that the auto-control of cabin pressurization became ineffective in flight necessitating a manual control and thereafter pointers of the instrument to indicate the position of the outflow valves became stuck and unmovable, but he had been counting that the cabin would be depressurized automatically at the time of touch-down; and also that the cabin altitude would have been approximately minus 400 ft at the time of landing.

#### 2.12.3 Actions taken by cabin attendants in emergency evacuation

According to all cabin attendants and several passengers, actions which were taken by cabin attendants in reference to the emergency evacuation are as follows:

Lead Flight Attendant A, chief of cabin attendants, who went to the cockpit because she couldn't contact the cockpit through L1 interphone, was informed by the flight crew that an abnormal situation occurred, and then she notified all cabin attendants to that effect and direct them to remain seated until further noticed.

For a while thereafter rise in cabin temperature was felt. Lead Flight Attendant A who visited again the cockpit saw all members of the flight crew putting the oxygen mask on in a tense atmosphere, and was informed that the aircraft would return to Narita Airport for emergency landing and given instructions necessary therefor. She then notified all cabin attendants to that effect. Announcement to

that effect was also made by the flight crew through the passenger address system. A and cabin attendants in charge made the announcement to passengers in English, Chinese and Japanese by the passenger address system, and at the same time passengers on the upper deck were removed to vacant seats on the main deck. A briefing was given to passengers of the emergency landing as well as emergency evacuation.

To prepare for the evacuation, the cabin attendant in charge of each door assigned from among passengers several able-bodied persons per each door whose assistance would be requested in the emergency evacuation as "ABP" and briefing was made to them on assisting procedures in emergency evacuation.

Touch-down was made smoothly, but, during landing roll, several cabin attendants and passengers observed a fire occurred near a left-side engine. This fire was extinguished soon, but when the aircraft came to a stop, a large fire flame was recognized at the same place, and some of passengers seated on the left side in the central part of the cabin who observed the flame rushed to the right side doors crying "Fire".

After the aircraft came to a stop on the taxiway, in accordance with the instruction of the flight crew to make an emergency evacuation from the right side, each cabin attendant in charge tried to open the door, but the handle of the doors were difficult to rotate, and with the help of "ABP" the doors were finally opened. About one minute was required for this, and some said that when the door was opened, a hissing sound like leaking air was heard. R1 door(the foremost on right side), R2 door (the second on right side), R4 door(the 4th on right side), and R5 door(the aftmost on right side) were opened, and their respective escape slide was deployed. R3 door (the middle on right side) was not used because outside of the window was seen glowing red. L1 door, the fore most on the left side was also opened, because of delay in opening right-side doors, at the discretion of A, and the escape slide was deployed, L2~L5 doors were not used.

#### 2.12.4 Emergency Evacuation and Refuge

According to part of passengers, cabin attendants, and fire fighting personnel, the emergency evacuation was conducted and refuge was taken, after the doors were opened, as follows:

Since fire was observed from within the cabin, and time was required for opening doors, part of passengers became panic-stricken. Neighborhood of doors were congested with passengers. After doors were opened and escape slides deployed, passengers scrambled for evacuation to the taxiway in a shower and in the dark night except at R5 door which comparatively few people rushed to.

At the time of landing from escape slides, passengers collided with paved ground surface, or collided a preceding or following passengers, and thereby many of them received hard blow at back, buttocks, limbs, etc.

Most of passengers who evacuated took refuge by the guidance of the crew, but there were some who took refuge as far near to the runway, ignorant of the instruction by the crew. All passengers were finally guided by fire fighting personnel to a grassy area near crossing of Taxiway A and Taxiway A3 windward of the aircraft.

#### 2.12.5 Fire fighting and rescue service at Narita Airport

##### (1) Outline of fire fighting and rescue service at Narita Airport

The fire fighting and rescue service is a service to be provided by New Tokyo International Airport Authority (hereinafter referred to as "Airport Authority"), and Airport Authority has concluded agreements on fire fighting and rescue activities with Narita City and neighboring local communities for their assistance made available any time upon request.

The Fire Fighting Section of Security Division of Airport Authority has Control Room, and Fire Fighting Station where fire fighting vehicles are waiting at the east side area of the airport, and a satellite where fire fighting vehicles are waiting near the middle on west side of the runway; and the fire fighting and rescue service is provided in shifts on a 24-hour basis.

The system involving equipment and personnel meets requirements prescribed in ICAO Annex 14 "Aerodrome" with respect to equipment, personnel, etc. At the time 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 service would be made to Control Room of Fire Fighting Section of Airport Authority from Tower or Flight Operation of New Tokyo Airport Office, Operations Office of Airport Authority, airlines office, etc. The Control Room, upon reception of the notification or request, would issue directions to the fire station and its satellite using a microphone capable of simultaneous broadcasting. Furthermore, Control Room would request, when necessary, assistance of Fire Fighting Headquarters of Narita City and other related units.

### 2.12.6 Fire fighting and rescue activities

#### (1) Request of fire fighting and rescue service and dispatch of fire fighting and rescue vehicles

At 0942 UTC Control Room of Fire Fighting Section received from Tower that the aircraft was returning to the airport due to occurrence of an emergency situation. Upon its receipt, Control Room instructed the fire station and its satellite to prepare for Class 1 Order (the alert order); and also gave the information to Fire Fighting Headquarters of Narita City. Furthermore, upon receipt of the report at 1012 UTC that the aircraft was requesting arrangement of emergency vehicles, Control Room issued Class 2 Order (the emergency order) to the fire station and its satellite. The commanding car, one chemical fire fighting vehicle, one water tank truck, two ambulances, one medical equipment carrier truck and one crash rescue truck of the fire station were standing by on M1 Taxiway, while two chemical fire fighting vehicles and three water tank trucks of the satellite were standing by in front of the satellite station. All vehicles except the medical equipment carrier truck, together with two fire fighting vehicles of Sanrizuka Fire Station of Narita City Fire Fighting Department which arrived 1024 UTC, followed the aircraft which touched down 1031 UTC and was in landing roll. In addition, at 1058 UTC 3 fire fighting vehicles and 2 ambulances of Narita Fire Fighting Station of Narita City Fire Fighting Department, and at 1131 UTC an ambulance of Akasaka Fire Fighting Station and at 1227 UTC an ambulance of Sanrizuka Fire Fighting Station of Narita City Fire Fighting Department arrived at the airport.

(2) Fire fighting and rescue activities

According to Fire Fighting Section and Fire Fighting Headquarters of Narita City, the fire fighting and rescue activities by fire fighting personnel at the accident site were as follows:

The aircraft landed at 1031 UTC. The commanding car, which followed the aircraft in landing roll, recognized that a fire occurred about 1032 UTC in the vicinity of No.2 engine. The fire was soon put out. However, fire was again recognized at the same place soon after the aircraft came to a stop on Taxiway A near the crossing with Taxiway P1. Therefore, three fire fighting vehicles immediately discharged foam extinguisher. The fire was put out about 1036 UTC, but the discharge of extinguisher was continued until 1045 UTC to prevent recurrence of fire. About 1036 UTC when the fire was put out, escape slides were deployed, evacuation was begun, and evacuation of all passengers was finished about 1040 UTC.

Thereafter all passengers including some who were taking refuge towards the runway were guided to a grassy area near the crossing of Taxiway A and Taxiway A3, windward of the aircraft. About 1046 UTC transportation of the injured to a medical clinic within the airport was started by two ambulances and the commanding car. Passengers not injured were transported by six airport limousines to the terminal building, and transportation of all passengers finished at 1105 UTC. Since the injured was many as to be accommodated in the clinic alone within the airport, part of the injured passengers were transported to a hospital in Narita City by ambulances of Fire Fighting Section of Airport Authority and Fire Fighting Department of Narita City. The transportation began 1106 UTC and finished 1407 UTC, being made on a upon request of the injured basis. A total of 26 injured passengers were thus transported.

About 1301 UTC while the aircraft was parking at Spot 313 after it was tugged from the taxiway, the fire occurred for the third time near No.2 engine. The fire was extinguished by discharge of foam extinguisher of a chemical fire fighting vehicle which was standing by on alert. A mechanic of Northwest Airlines joined in the operation using a fire extinguisher for ground support. At 1320 UTC it was confirmed that there was no further possibility of fire and the stand-by on alert was released at 1328 UTC.

## 2.13 Tests and Research

### 2.13.1 Conditions of Aircraft after Accident

#### (1) Flaps

Three panels of the inboard group (No. 14 ~ No. 16) and 2 panels of the midspan group (No. 17 ~ No. 18) of right wing leading edge flaps drooped to some extent. The rest of right wing leading edge flaps and all left wing leading edge flaps were retracted.

The trailing edge flaps were in 20 units down position.

#### (2) Outflow valves

As to position of outflow valves, the left was "full open", and the right was "full close".

#### (3) The position of main levers, switches and circuit breakers within the cockpit were as follows:

##### \* Engine

Fuel control switches	cut off (all engines)
Electrical engine	
control mode switches	normal (all engines)
Fire handles	pull out(all engines)
	rotate (right)

##### \* APU

APU control switch	off
Fire handle	in

##### \* Electrical system



Bus tie switches	all: auto
Generator control switches	all: on
Battery switch	off
Emergency light switch	on

\* Flaps

Flap lever	20 units
------------	----------

\* Fuel system

Fuel pumps

Main tank pump (booster pump) switches

Main 1 tank	fore and aft: on
Main 2 tank	fore and aft: on
Center tank	left and right: on
Main 3 tank	fore and aft: on
Main 4 tank	fore: off
	aft: on
Stabilizer tank	left and right: off

Override/fuel jettison pump switches

Main 2 tank	fore and aft: off
Main 3 tank	fore and aft: off

Fuel jettison control

selector	off
----------	-----

Fuel jettison nozzle

switches	left: on
	right: off

\* Cabin pressurization system

Landing altitude selector	auto
Outflow valve manual	left: on
switches	right: off
Cabin altitude auto-selector	normal

\* Air-conditioning system

Pack control selectors	pack 1: off pack 2, 3: normal
Cabin temperature selector	9 O'clock position
Cockpit temperature selector	9 O'clock position
Trim air switch	on

\* Pneumatic system

Isolation valve switches	left: close right: open
Engine bleed air switches	1, 2: off 3, 4: on

\* Anti-ice system

nacelle anti-ice switches	all: off
wing anti-ice switch	off

\* For circuit breakers, part of hydraulic systems were only found popped out.

## 2.13.2 No.2 Engine Fuel Feed Pipe

No.2 engine fuel feed pipe is jointed to the front spar web of the wing at a location near ILES680 within the wing leading edge and installed in such a manner that it is bent down along the web, extends forward along the structure of the upper portion of the engine pylon strut, then goes into the engine strut to supply fuel to No.2 engine. On the other hand, No.1 generator feeder cable is disposed so that it crosses almost horizontally immediate front of the fuel feed pipe approximately 12 cm below the location where the fuel feed pipe is jointed to the spar web.

The diameter of the fuel feed pipe is approximately 2 inches (approximately 5 cm), thickness 0.035 inch (approximately 0.9 mm), and material an aluminum alloy (AA Spec. 6061-T4). Anticorrosive processing has been made on its outer surface.

On the fuel feed pipe of the aircraft at a location aft of the generator feeder cable crossing, there was found a hole of 8.2 mm in long diameter and 5.4 mm in short diameter. And the portion in defect (hole area x pipe thickness) of the pipe was approximately 28 mm<sup>3</sup>. The anticorrosive coating in the peripheral of the hole was chafed off with such traces remaining. The chafed portion was 9.9 mm in long diameter and 7.1 mm in short diameter. On the identification tape (material:glass fibre) pasted on the location of the fuel feed pipe where the hole was created, there was found a hole too of almost the same size as the hole on the pipe.

(see Attached Fig. 6, and Attached Photos. 1, 3, and 4)

### 2.13.3 No.1 Generator Feeder Cable

The generator feeder cable was manufactured in accordance with Material Spec. BMS13-35E(MIL Spec W-7072) of Boeing Company, the diameter of the cable is approximately 12.15 mm (approximately 0.48 inch), the conductor is twisted wires of an aluminum alloy, and insulation coating is three-ply polyimide tape coated with fluorocarbon {approximately 0.008 inch (approximately 0.2 mm) thick}. Rating of the generator is three-phase AC, 115/200 V, 400 Hz, and 90 KVA. The generator feeder cables in a bundle of three is passing through within the wing leading edge, and installed through clamps fore of the wing front spar. Inspection of the accident aircraft revealed that No. 1 generator feeder cable of the aircraft was damaged at a location (ILES680) in immediate front of the location where the location of the hole which was created on No. 2 engine fuel feed pipe. The damage was caused on one cable, out of three cables, the nearest to No.2 engine fuel feed pipe, and the insulation coating was damaged with a trace of an elliptic shape caused by rubbing abrasion where lamination of the polyimide tape was evidently seen and there was found a cavity on the conductor of aluminum alloy. The damage would have been caused by contact with No. 2 engine fuel feed pipe. The cavity on the conductor would have been caused by melting and had the evidence of electric discharge.

Size of the opening of the cavity in No.1 generator feeder cable is 7.9 mm in long diameter and 2.6 mm in short diameter and the abraded area of the insulation coating was 13.3 mm in long diameter and 6.9 mm in short diameter. The cavity caused by melting of the conductor was about 136 mm<sup>3</sup> in volume. (see Attached Fig. 6 and Photos. 1, 5 and 6)

#### 2.13.4 Clearance between Fuel Feed pipe and Generator Feeder Cable

The clearance between No.2 engine fuel feed pipe and No.1 Generator feeder cable within the left wing leading edge was approximately 6 mm. Specifications (No.D6-13053 Rev. L) of Boeing Company prescribe that the clearance between the fuel feed pipe and the generator feeder cable be at least 2 inches (approximately 50.8 mm), and that this minimum may be reduced only with engineering approval, in which case positive support or mechanical protection must be provided to prevent actual contact.

Meanwhile, clearance between No.3 engine fuel feed pipe and No.4 generator feeder cable within the right wing leading edge on the opposite side was 8 mm, but there was found no trace of contact there. Moreover, a spacer approximately 15 mm in length was used for the inboard clamp out of clamps located near ILES680 to fix the cable in order to ensure clearance from No.3 engine fuel feed pipe. However, no such spacer was used for the inboard clamp near ILES680 of the No.1 generator feeder cable.

#### 2.13.5 No.2 Engine Fuel Feed Pipe Clamp

No.2 engine fuel feed pipe is fixed to structure of the upper portion of the pylon strut by a clamp just before it enters No.2 engine pylon. The clamp is composed of caps (of an aluminum), spacers (of an aluminum), bolts (of a steel), blocks (rubber), etc. (see Attached Figs. 6 and 7.) The outside bolt head of the clamp was fractured. Results of inspection on parts of the clamp made visually as well as by a scanning electron microscope (SEM) and others were as follows:

##### (1) Visual inspection

###### \* Bolt 1

It was fractured at its head, and at the center of the fractured surface there was a rhombus-shaped plane of approximately 1.5 mm x 1.5 mm and surrounded by a rough surface. The diameter of the grip of the bolt (NAS1801-3-52) was within the specification.

\* Bolt 2

No damage was recognized except that the plating of the grip was expanded by heat.

\* Others

Some of washers were dented.

No damage was recognized on caps, spacers and self-lock nuts.

Block were burned.

(2) Investigation by SEM and X-ray Micro-analyser

The overall fractured surface was covered with cadmium, about 1/3 of which was spherical. The spherical cadmium was concentrated in the perimeter of the rhombus-shaped plane located in the center. The rhombus-shaped plane in the center was comparatively smooth.

2.13.6 Wire Bundles installed in the area fire occurred

In the area where fire occurred (ILES630~693) were installed, besides the generator feeder cable, 18 systems of wire bundles including engine control, instruments, wing leading edge flaps, fuel systems, pneumatic systems, anti-ice systems, engine overheat sensors, engine thrust reverser sensors.

Ten systems of wire bundles, out of the wire bundles in the said area, were significantly burned, and within some bundles short-circuit was found among wiring.

2.14 Other necessary information

2.14.1 Operating Limitation concerning cabin pressurization

In the company's Cockpit Operating Manual of Boeing 747-400, it is prescribed as an operating limitation of the aircraft that the maximum difference between the cabin pressure and the outer atmospheric pressure at takeoff or landing be 0.11 psi.

#### 2.14.2 Operating procedures of outflow valves of cabin pressurization system

As to operating procedures of the outflow valves of the cabin pressurization system, the Cockpit Operating Manual describes under the item of emergency/abnormal procedures as follows:

##### (1) Operating procedures in case auto-control of cabin altitude failed

In case the auto-control of cabin altitude became inoperative and the caution message 《CABIN ALT AUTO》 was displayed on EICAS, cabin altitude should be manually controlled. Operating procedures in this case are as follows:

1. Place manual left and manual right outflow valve switches on
2. Place one pack control selector off
3. Position outflow valves manual switch open or close to maintain desired cabin altitude and cabin rate of approximately 500 ft/min for climb or descent.
4. Recommended cabin altitude in cruise is as shown below:

Cruising Altitude (flight level)	Recommended Cabin Altitude (ft)
up to 230	elevation of landing airport
260	2,000
300	4,000
350	6,000
400 & above	8,000

5. Preparation for landing : position both outflow valves to full open at the landing pattern altitude

(2) Procedures in emergency evacuation

In the emergency evacuation check list, it is prescribed to "check both outflow valves being open" after the parking brake was set and notification was made to the tower that an emergency evacuation is to be conducted.

2.14.3 Service Letter and Service Bulletin of Boeing Co.

The Boeing Company issued the following Service Letter and Service Bulletin although they are not directly relevant to this accident:

(1) Service Letter No.747-SL-24-17-A (as of July 27, 1990)

This Service Letter, applicable to Boeing 747-400 airplanes, recommends to prevent the clamps from being flexed or fractured by reinstalling the clamp in a "lobed down", instead of "lobed up", position through a support plate, taking into consideration instances reported in which the generator feeder cable clamps were fractured between the inboard engine and the outboard engine, and thereby the feeder cable and structural parts contacted each other, causing abrasion of insulation coating of the feeder cable, and leading to arcing as well as trip-off of the generator.

The accident aircraft was subjected to such modification as described in this Service Letter of the left and the right wing on January 25, 1991.

(2) Service Bulletin No.747-24-2170 (as of Dec.18, 1991)

This service bulletin is an SB version of the Service Letter above, and of almost the same contents as the Service Letter.

#### 2.14.4 Repairs history of No.1 Generator Feeder Cable

In a flight of this aircraft on Oct. 8, 1990, approximately one year before this accident, EICAS messages of No.1 generator trip (ELEC GEN OFF 1) and No.1 generator failure (ELEC GEN SYS 1) were displayed. Inspection disclosed that No. 1 generator feeder cable was burned in the vicinity of the fuel supply panel located between No.1 engine and No.2 engine. The cause was that 2 clamps supporting the generator cable were fractured, thereby the feeder cable touched structural parts, and the insulation coating was damaged leading to arcing.

Repairs to splice the cable was conducted and clamps were changed for the aircraft on that day.

### 3 Analysis

#### 3.1 Tests and Research for Analysis

##### 3.1.1 Record of Central Maintenance Computer (CMC)

###### (1) Central maintenance computer

Boeing 747-400 airplanes have a central maintenance computer (CMC) on board. Messages displayed on EICAS and fault messages on components which caused the display of the messages are recorded in CMC. By reading out the EICAS messages and fault messages recorded in CMC, status of system malfunctions during operation could be reproduced for reference prior to maintenance work.

In the Aircraft Operating Manual and the Minimum Equipment List (MEL) of Boeing 747-400 of Northwest Airlines, each message is described as follows:

EICAS messages are divided into three categories: status, memo and alert.

Status messages indicate faults which may affect dispatch capability of the aircraft.



Memo messages are to call attention to the normal aircraft configuration or systems status and not to indicate any fault.

Alert messages are divided into three levels: warning, caution and advisory, and appear on the primary EICAS display.

The meaning of each message is as follows:

- (1) The warning message is the highest priority alert message, displayed in red at the top of the message list. It is accompanied by the red master warning light and aural alert (bell, siren, or voice). Immediate crew action is required.
- (2) The caution message is the alert message of the second highest priority next to the warning message, displayed in amber below the warning level messages. It is accompanied by amber master caution light and aural alert (beeper or voice). Immediate crew awareness and future crew action is required.
- (3) The advisory message is the lowest alert message, displayed in amber below any caution level messages and indented one space to the right. Crew awareness and possible future crew action are required.
- (4) The memo message is reminders of current state of certain normal conditions for crew awareness only, and displayed in white on the primary EICAS display.
- (5) The status message is a white message displayed on the secondary EICAS to indicate system conditions which may affect dispatch. In case the status display is not selected, a status cue is shown on the primary EICAS display indicating that there is a new status message. It is only necessary to report the status message which would be displayed after takeoff, because the message which requires crew action is displayed as an alert message.

The alert message and the status message displayed prior to dispatch affect aircraft dispatchability. Either conditions causing these messages should be corrected, or the dispatchability should be determined based on the Minimum Equipment List (MEL).

The maintenance message is generated by CMC, and do not appear on EICAS. This message provides information regarding system faults and correlation with indications in the cockpit, and is displayed on the CMC control display unit in the cockpit.

Note: According to FAA's Type Certificate Data Sheet (No. A20WE) of Boeing 747-400, each message is defined as follow:

- (1) The warning message indicates conditions of aircraft operation or systems which require immediate awareness and immediate corrective or compensatory action by the crew.
- (2) The caution message indicates conditions of aircraft operation or systems which require immediate awareness and prompt compensatory action by the crew.
- (3) The advisory message indicates conditions of aircraft operation or systems which require timely awareness of crew as needed for future compensatory action.
- (4) The memo message is to remind the crew of the current state of selected normal conditions, not necessarily requiring crew awareness for action unless specified in procedures.
- (5) The status message indicates aircraft's condition necessary for ground crew and flight crew to determine its dispatch capability.
- (6) The CMC message indicates a detailed maintenance-related message necessary for the ground crew to comprehend airplane faults in maintenance work.

(2) CMC record

In the CMC were recorded data of malfunctions which occurred in each system during the period from the time abnormality occurred in flight to the time the aircraft returned to the airport and power source was cut off prior to the emergency evacuation. Malfunction data on preceding 13 legs of flight was also recorded. The data of this flight which was read out indicated that 6 caution messages, 13 advisory messages and 23 status messages were displayed; 42 EICAS messages in total. No warning message was recorded since no malfunction causing such display occurred.

Caution messages, advisory messages and status messages which were recorded in CMC are shown in the attached tables in the chronological order in which they were displayed on EICAS. Time displayed, discription, and fault indication are as shown in the following Tables 1 ~ 3.

"Time Occurred" represents the time occurrence of the said malfunction was first recorded. "HARD" in the column "Fault Indication" indicates that the said malfunction had continued until the engine stop phase was initiated, while "INT" indicates that the said malfunction had temporarily returned normal before the engine stop phase was initiated.

It is noted that the engine stop phase is initiated when the parking brake was set up on the ground and the last fuel control switch was brought in the cut-off position.

Table 1 Caution Messages which were recorded in CMC

EICAS Messages	Time (UTC)	Description	Fault Indication
BLD DUCT LEAK L	0921	Leak or overheat in left wing bleed air duct.	H A R D
FLAPS PRIMARY	0921	One or more flap groups are	H A R D

operating in the secondary  
control mode.

OVHT ENG 1 NAC	0921	Overheat condition detected in No.1 engine nacelle.	I N T
FLAPS DRIVE	0921	One or more flap groups have failed to drive in the secondary control mode, or an asymmetry condition is detected.	H A R D
>AUTOTHROT DISC	0923	Autothrottle had disengaged.	I N T
>AUTOPILOT	0923	Selected autopilot is operating in a degraded mode. The engaged roll and/or pitch mode may have failed.	I N T

Table 2. Advisory Messages which were recorded in CMC.

EICAS Messages	Time (UTC)	Description	Fault Indication
ELEC DRIVE 1	0921	Low No.1 IDG oil prssure, or high No.1 IDG oil temperature when No.1 engine is run	I N T
ENG 1 FUEL VLV	0921	No.1 engine fuel valve or fuel spar valve position disagrees with commanded position.	H A R D
>FUEL JETT B	0921	Jettison system B has failed.	H A R D
ELEC GEN OFF 1	0921	No.1 generator control breaker is open when No.1 engine is run.	H A R D

>JETT NOZZLE L	0921	Left nozzle valve position disagree with commanded position.	H A R D
NAI VALVE 1	0921	No.1 nacelle anti-ice valve is not in commanded position when No.1 engine is run	I N T
FUEL X FEED 1	0922	No.1 crossfeed valve is not in commanded position.	H A R D
>FMC MESSAGE	0923	High priority FMC message exist.	I N T
ENG 1 EEC MODE	1031	No.1 engine EEC is in alternate control mode.	
>NO LAND 3	1032	Autoland system is no longer fail operational.	H A R D
>BTL LO L ENG B	1032	Fire extinguisher bottle pressure is low.	H A R D
ENG 2 FUEL VLV	1034	No.2 engine fuel valve or fuel spar valve position disagree with commanded position.	H A R D
>BTL LO L ENG A	1035	Fire extinguisher bottle pressure is low.	H A R D

Table 3 Status Messages which were recorded in CMC

EICAS Messages	Time (UTC)	Description	Fault Indication
FUEL SPAR VLV 1	0921	No.1 engine fuel spar valve position disagree with commanded position.	H A R D

NAI DUCT 1 LEAK	0921	No.1 engine fan cowl temperature exceeds $250 \pm 5^{\circ}$ F.	I N T
FLAP SYS MONITOR	0921	FCU or sensor fault which affects dispatch.	H A R D
FUEL JETT B	0921	Jettison system B failure.	H A R D
ELEC GEN SYS 1	0921	IDG 1 failed, generator feeder 1 failed, GCU 1 failed or is off, 28V backup to GCU 1 failed, ARINC bus from GCU 1 to BCU 1 or BCU 2 failed, or GCB 1 failed.	H A R D
ENG 1 OVHT LP B	0921	Engine 1 nacelle overheat detector loop B overheat or fault output.	H A R D
ENG 1 EEC C1	0921	Engine 1 EEC fault category 1 with time limited dispatch.	
ADC LEFT	0921	Left ADC failure.	H A R D
ADC RIGHT	0921	Right ADC failure.	H A R D
BLEED ASCTU A	0921	Channel A of air supply control and test unit failed or ARINC 429 bus invalid or missing.	H A R D
FUEL QTY SYS	0921	Fuel quantity processor or input not operational.	H A R D
JETT NOZZLE L	0921	Left jettison nozzle valve position disagree with commanded position.	H A R D

Table 3 (continued)

EICAS Messages	Time (UTC)	Description	Fault Indication
LE MULT DRIVE	0921	Multiple leading edge failures	H A R D
BLD DUCT LEAK L	0921	Left bleed duct leak or overheat.	H A R D
ELEC DRIVE 1	0921	Low No.1 IDG oil pressure or high oil temperature when No.1 engine is run.	I N T
ENG 1 OVHT LP A	0921	Engine 1 nacelle overheat detector loop A overheat or fault output.	H A R D
ANTI-ICE NAC 1	0921	Engine 1 anti-ice valve disagree with commanded position with engine running or NAI valve pressure regulator failed.	I N T
FUEL X FEED 1	0922	No.1 Tank fuel X feed valve disagree with commanded position.	H A R D
ENG 1 EEC MODE	1031	Control is in alternate non-rating mode.	
GROUND PROX SYS	1031	Ground proximity system fault or input of false information to the system.	H A R D
BTL LOW L ENG B	1032	Fire extinguisher bottle pressure is low.	H A R D

FUEL SPAR VLV 2      1034      Engine 2 fuel spar valve      H A R D  
disagree with commanded  
position.

BTL LOW L ENG A      1035      Fire extinguisher bottle      H A R D  
pressure is low.

The flight crew stated that they remember, among other things, caution messages {OVHT ENG 1 NAC}, {BLEED DUCT LEAK L}, {FLAPS PRIMARY} and {FLAPS DRIVE}, and advisory messages {ELEC GEN OFF 1} and {JETT NOZZLE L} were displayed on EICAS. The display of these messages was, as stated above, confirmed by the CMC record. They further witnessed that, although their memory are not certain, other messages such as caution messages {CABIN ALT AUTO} and {STARTER CUTOUT}, and advisory messages {BLEED 1 OVHT}, {FMC L}, {IDLE DISAGREE}, {OUTFLOW VALVE L,R} and {WAI VALV L} were also displayed on EICAS. However, such messages were not recorded in CMC.

### 3.1.2 DFDR Record

In DFDR of the aircraft were recorded 114 items of flight data and 102 items of discrete signal (signals able to have 2 states such as "on", or "off")

Main records in DFDR were as follows: (see Attached Figs. 8 and 9)

#### (1) Time of DFDR

A comparative investigation made among ATC communication records, CVR records and timing of VHF transmitter's keying signal which was recorded in DFDR indicated a delay of approximately 17 seconds in the time recorded in DFDR. Therefore, times of DFDR are all corrected by adding 17 seconds.

#### (2) Summary of flight

According to flight data in DFDR, the aircraft took off Runway 34 of Narita Airport 0904:41 UTC, made a right turn, climbing nearly eastward, reached an altitude of approximately 27,000 ft at about 0922 UTC, and after a level flight



for about 2 minutes, began to descend, and reached an altitude of approximately 10,000 ft at about 0931 UTC. After making a left turn the aircraft flew westward a level flight for approximately 48 minutes in which one circling clockwise was made, thereafter began further descent about 1019 UTC, and landed on Runway 34 of Narita Airport at 1031:12 UTC and came to a stop at 1033:55 UTC.

### (3) Fuel dumping

Judging from change of fuel amount in record, the fuel on board decreased by approximately 167,000 pounds during a period from about 0931 UTC at which fuel dumping began to about 1023 UTC at which the dumping terminated.

The fuel remaining at the time of landing was approximately 136,000 pounds.

### (4) Cabin pressure

The cabin pressure at the time of takeoff was 14.3 psia (absolute pressure in pound/square inch) in absolute pressure, decreased gradually with climb of the aircraft, to 13.1 psia at about 0921 UTC, thereafter from about 0923:30 UTC began to decrease drastically, and recorded a minimum of 9.6 psia (equivalent to a cabin altitude of approximately 11,300 ft when converted to the standard atmosphere. The same applies hereinafter.) about 0928 UTC. The ascent rate of the cabin altitude reached temporarily as much as approximately 1,700 ft/min, followed by approximately 1,100 ft/min. After about 0928 UTC the cabin pressure turned to increase, and continued to increase until reaching 16.8 psia (equivalent to a cabin altitude of minus 3,800 ft) at about 0943 UTC and the descent rate of cabin altitude reached approximately 1,500 ft/min, and temporarily 1,700 ft/min. During a period from 0943 UTC to the landing at 1031 UTC, the cabin pressure repeated a narrow range of variation nearly at 17 psia, and it was 17.0 psia (equivalent to a cabin altitude of approximately minus 4,000 ft) at the time the aircraft landed at 1031 UTC. A cabin pressure of 16.8 psia (equivalent to a cabin altitude of minus 3,800 ft) was recorded at about 1036 UTC when the emergency evacuation was directed. Actuation of the cabin altitude warning system was recorded for a period from 0926:46 UTC to 0929:31 UTC during which the cabin pressure decreased abnormally.

Note: The cabin altitude warning system is actuated when cabin altitude

exceeds 10,000 ft.

(5) Actuation of stick shaker

Actuation of the stick shaker was recorded 5 times during a period from 0923:40 UTC to 0924:19 UTC. The CAS then were 255, 253 ~ 246, 245 ~ 246, 249 ~ 250, 257 ~ 258 knots, respectively. The aircraft weight was approximately 804,000 pounds, with flaps up and the flight altitude was 27,000 ~ 26,000 ft.

(6) Operation of cabin pressurization

The aircraft took off with only No. 1 air conditioning pack "on", and after 0907 UTC the aircraft was in climb with all three systems of air conditioning pack "on". Thereafter No.2 air conditioning pack and No.1 air conditioning pack were brought to "off" at 0922:10 and at 0923:37 UTC, respectively. No.2 air conditioning pack was brought again to "on" at 0942:10 UTC, but No.1 air conditioning pack remained "off" until the time DFDR recording terminated.

(7) Record on engine fire and engine overheat

There was no record of detected fire on this flight in DFDR. As to engine overheat, detection of No.1 engine overheat was recorded from 0922:05 UTC until the time the DFDR recording terminated.

(8) Operation of Engines

It was recorded that after takeoff each engine had been in normal operation until about 0922 UTC. Thereafter, according to RPM record of No.1 engine, the engine was in a nearly idling condition from about 0922 UTC until about 0930 UTC, but thereafter increased temporarily its output, and returned to idle again. From about 0934 UTC to about 0947 UTC it was used as a thrust in the same manner as other three engines, thereafter remained idle, and used again as a thrust to some extent before touch-down, and was shut down at 1032:14 UTC. There was no record that the thrust reverser of No.1 engine was used.

According to thrust reverser discrete signals, the reverser of No.1 engine had been in transit from 0921:36 UTC through to the time DFDR recording terminated.

Meanwhile, according to RPM record of No.2~ No.4 engines, they became idle temporarily about 0923 UTC when a nearly level flight was being made at an altitude of approximately 27,000 ft, then significant variation of thrust can be seen about two times, and again the idling condition continued up to about 0930 UTC, but thereafter they were in normal operation until touch-down. About 1031 UTC the thrust reverser of No.2 and No.3 engine were used. The thrust reverser of No.4 engine was also used as a thrust in an almost idling condition. Fuel flow became zero at 1034:27, 1036:11 UTC, and 1036:12 UTC, respectively, of No.2, No.3 and No.4 engine.

#### (9) Operation of Autothrottle

In this flight, the autothrottles were disconnected for approximately 11 minutes from 0924:01 UTC, for approximately 3 minutes from 0935:35 UTC, and for approximately 38 minutes from about 0940:46 UTC.

#### (10) Operation of Autopilot

Out of three systems (left, center and right) of autopilot, the center autopilot was engaged for approximately three minutes from 0922:32 UTC, approximately one minute from 0931:04, and approximately 53 minutes from 0938:10 UTC and up to immediately before touch-down. Both the left and the right autopilot were engaged for approximately 7 minutes from 1024:14 UTC up to immediately before touch-down.

#### (11) Operation of the wing anti-ice

The wing anti-ice had been "on" for a period from 0921:31 UTC which was immediately before the aircraft reached an altitude of approximately 27,000 ft until the time DFDR recording terminated.

### 3.1.3 Record of Emergency Evacuation in CVR

According CVR record, No.2 engine fire handle was pulled 1035:40 UTC, then "EASY VICTOR" was issued to cabin attendants to prepare for an emergency evacuation, and about 1035:50 UTC passengers were directed through the Passenger Address

System (PA) to make "emergency evacuation from the right side". This was followed by shut-down of other engines and read-out of the emergency procedures check list.

According to the flight crew, the operation to fully open the outflow valves, which is a set procedure at the landing pattern altitude during manual control of outflow valves, was conducted, but it could not be confirmed from CVR records. Moreover, although read-out by the copilot of "Check Outflow Valves Open" in the emergency evacuation check list was recorded, there was no voice recorded to have confirmed "open".

#### 3.1.4 Melt of Generator Feeder cable and Fuel Feed Pipe

In the generator control unit (GCU) is incorporated a protective circuit to detect input speed of the integrated drive generator (IDG) (Rating: three-phase AC, 115/200 V, 400 Hz, and 90 KVA), cycle and voltage of IDG, and difference current between the output side of the generator and the bus side of AC power source, and to isolate abnormal power systems from normal power systems by one or combination of the following three methods in case the detected values deviated from their prescribed value:

- (1) To stop generation of the related IDG, through actuation of the Generator Control Relay (GCR), by cutting off exciting current.
- (2) To isolate the related IDG, through actuation of the Generator Circuit Breaker (GCB), from the AC power bus to which the power is supplied.
- (3) To isolate the related AC power bus, through actuation of the Bus Tie Breaker (BTB), from other AC power buses.

When the insulation coating of No.1 generator feeder cable is damaged and the cable makes contact with No.2 engine fuel feed pipe, the generated output of No.1 IDG is shorted electrically.

If the difference current between the IDC side and the AC power side  $20 \pm 5$  amperes for a period exceeding  $20 \pm 5$  ms, the protective circuit of GCU actuates

GCR within 50 ms to stop generation by shutting off exciting current of No.1 IDG, and at the same time actuates GCB within 50 ms to isolate No.1 IDG from No.1 AC power bus (difference fault protective function). However, there was no record left in CMC that the difference fault protective function of the protective circuit was actuated.

When the rated input speed of No.1 IDG decreased to less than  $4,525 \pm 125$  rpm for a certain period (a maximum of  $150 \pm 50$  ms), GCB of No.1 IDG is actuated and No.1 AC power bus is isolated (under speed protective function). Activation of the protective function was recorded in a CMC fault message indicating fault of a component or wire which caused display of the advisory message (ELEC GEN OFF 1) .

Arc current generated by the short-circuit is estimated to have been approximately 1,500 amperes, and if the arcing lasts for 20 ms, it would, theoretically, generate energy capable of melting aluminum alloy which constitutes materially the generator feeder cable and the fuel feed pipe by approximately 30 cubic mm, respectively, at both ends of the arc (portions where the arc touches the the generator feeder cable and the fuel feed pipe).

Furthermore, as stated in paras. 2.13.2 and 2.13.3, melt of the fuel feed pipe and the generator feeder cable are 28 cubic mm and 136 cubic mm, respectively, and it is conceivable that if an arcing of a duration shorter than the period the difference fault protection becomes functioned ( $20 \pm 5$  ms) occurred several times (approximately 100 ms in total) an energy capable of causing such melt could be generated. It is estimated that the melt was less for the fuel feed pipe than for the generator feeder cable, because thickness of the pipe is as thin as approximately 0.035 inch and fuel at low temperatures was constantly flowing in the pipe.

It is conceivable that an arcing could be triggered by a high voltage such as a lightning, but it is estimated that the melt of the generator feeder cable by arcing was not triggered by a lightning, because, as stated in para.2.13.3, around the damaged hole of the insulation coating of the cable, there remained a chafed trace of an elliptic shape where cumulated layers of the polyimide tape could evidently be seen and which should hardly be formed by such arcing.

From the above, details of melting of No.1 generator feeder cable and No.2 fuel feed pipe is estimated to have been as follows:

(1) The insulation coating was damaged by chafing between No.1 generator feeder cable and No.2 fuel feed pipe, and thereby both were electrically shorted.

(2) Arcing of a duration shorter than the period difference fault protective function became activated ( $20 \pm 5$  ms) was generated several times between No.1 generator feeder cable and No.2 fuel feed pipe.

(3) No.1 generator feeder cable and No.2 fuel feed pipe were melted by the arcing generated several times.

(4) Due to chafing as well as arcing resulting therefrom, a hole was opened on No.2 fuel feed pipe, from where fuel spouted, and the fuel was ignited by the arc to cause fire at the area.

(5) The wire to detect of input speed of No.1 IDG installed in the area where fire occurred was burned, the protective circuit judged that the input speed decreased, and the under speed protective function became activated to isolate No.1 IDG from No.1 AC power bus.

(6) It is considered that after GCB was actuated and the advisory message (ELEC GEN OFF 1) was displayed on EICAS, No.1 generator switch would have been reset ("OFF" then followed by "ON") in accordance with the procedure of the Cockpit Operating Manual. The EICAS message still remained on display, but procedures for such case were not set forth in the manual. For this reason, No.1 generator switch remained "ON" by the resetting operation, with the result that the control wire of No.1 IDG continued to function and No.1 IDG continued to generate power, and arcing of such a duration as not activate the difference fault protective function was generated repeatedly so that melt of No.1 generator feeder cable and No.2 feed pipe progressed.

### 3.1.5 Design standards on installation of Fuel Feed Pipe and Electric System Cable

(1) Out of FAA's design standards (Title 14, Chapter 1, Part 25 of Federal

Aviation Regulation: Airworthiness Standards of Transport Category Aircraft)(hereinafter referred to as "FAR") applicable to the aircraft, main design standards relating to installation of fuel feed pipes and electric system cables are as follows:

i) Fuel feed pipes

\* FAR 25.993 (a) and (b)

(a) Each fuel line must be installed and supported to prevent excessive vibration and to withstand loads due to fuel pressure and accelerated flight conditions.

(b) Each fuel line connected to components of the airplane between which relative motion could exist must have provisions for flexibility.

ii) Electric system cables (electrical equipment and installations)

\* FAR 25.1353 (a) and (b)

(a) Electrical equipment, controls, and wiring must be installed so that operation of any one unit or system of units will not adversely affect the simultaneous operation of any other electrical unit or system essential to the safe operation.

(b) Cables must be grouped, routed, and spaced so that damage to essential circuits will be minimized if there are faults in heavy current-carrying cables.

iii) Electric system cables (electrical system fire and smoke protection)

\* FAR 25.863(a) and (b)

(a) In each area where flammable fluids or vapors by leakage of a fluid system, there must be means to minimize the probability of

ignition of the fluids and vapors, and the resultant hazards if ignition does occur.

(b) Compliance with paragraph (a) of this section must be shown by analysis or tests, and the following factors must be considered:

1) (omitted)

2) (omitted)

3) Possible ignition sources, including electrical faults, overheating of equipment, and malfunctioning of protective devices.

\*FAR 25.1359(c)

[Note] This standard should apply when installation is made within fuselage, and not when within wings.

(c) Main power cables (including generator cables) in the fuselage must be designed to allow a reasonable degree of deformation and stretching without failure and must

1) be isolated from flammable fluid lines; or

2) be shrouded by means of electrically insulated flexible conduit, or equivalent, which is in addition to the normal cable insulation.

iv) Equipment, systems and installations

\* FAR 25.1309(a)

(a) The equipment, systems, and installations whose functioning is required by regulations, must be designed to ensure that they perform their intended functions under any foreseeable operating condition.



(2) In the current FAA advisory circular No. 25-16 "Electrical Fault and Fire Prevention and Protection" (dated April 5, 1991), which is a guide line on airworthiness standards of Transport Category Airplanes, a designing guide line is described for installation of the electric system as summarized below:

- (a) To prevent insulation chafing, wires and bundles should be installed by routing and clamping to ensure sufficient spacing from structure or other parts after any single failure (for example, a single failure of a clamp or clamp fastener).
- (b) Wires should not be routed between aircraft skin and fuel lines.
- (c) It should be avoided to run wires along the bottom of the fuselage, over the landing gear, in areas of the leading edge of the wing where fuel spillage is anticipated, or adjacent to flammable fluid lines or tanks.
- (d) Measures should be taken to avoid short-circuits and electric failure due to damage to the insulation coating of tanks, tubes or components containing fuel or other flammable fluid. For this purpose, consideration should be given to the maximum power which could be produced, and the physical or spatial separation provided between their possible locations and the areas of potential hazard.
- (e) Physical or spatial separation should be provided between high-current cables and the areas of potential hazard by electrical failure. For locations where adequate separation is impractical such as the inside and vicinity of fuel tanks, and inside of nacelles or pylons, protection should be provided by an adequate barrier or conduit or by other acceptable means.

### 3.2 Analysis

#### 3.2.1 Damage to No.1 generator feeder cable and No.2 engine fuel feed pipe

From the evidence of damage to the generator feeder cable and the fuel feed pipe touched it is estimated that they were chafed each other, thereby insulation coating of the cable was damaged and arcing was generated. As stated in para.2.13.4, on the fuel feed pipe there was damage considered as resulting from chafing and arcing, and on the generator feeder cable too, there was a cavity considered to have been caused by arcing.

As stated in para. 2.13.4, a measurement which was made after the accident indicated that the clearance between the generator feeder cable and the fuel feed pipe was 6 mm. It is unknown whether such clearance less than prescribed in Boeing Specifications (No.D6-13053 Rev.L) as stated in para. 2.13.4 was present from the time of production, or caused by the repair work of the feeder cable as stated in para.2.14.4. It is noted that the clearance at the corresponding location on the right-hand wing was 8 mm.

It is estimated that the narrow clearance between the generator feeder cable and the fuel feed pipe caused touching and chafing between them by bent of wings and vibration of the generator feeder cable. Contribution of vibration of the fuel feed pipe due to vibration of the airframe and the engine pylon would also be conceivable.

The head of the fuel feed pipe clamp bolt on the upper portion of No.2 engine pylon strut was fractured. It is considered that the fracture was caused by fire as stated in para. 3.2.3.

#### 3.2.2 Details of occurrence of fire

The No.2 engine fuel feed pipe and No.1 generator feeder cable of the aircraft touched and chafed each other, thereby insulation coating was damaged and arcing was generated between the engine fuel feed pipe and the generator feeder cable. It is estimated that a hole was made in No.2 engine fuel feed pipe by the arcing possibly, being contributed also by chafing with the cable, and the fuel flowed

out and was ignited by the arc to cause fire. It is also estimated that at this time the wire bundle installed within the left wing leading edge (ILES630~693) was burned, causing a short circuit or snapping, and thus messages on occurrence of various system malfunctions including the advisory message 《ELEC GEN OFF 1》 were displayed on EICAS. It is estimated that No.1 generator continued generation and the arcing was repeated because the generator remained "on" by resetting operation, although it was turned to "off" once.

It is recognized that the fire occurred only within the left wing leading edge(ILES630~693). It was confirmed that the blow-out panel located on the under surface of this portion and separable at a differential pressure of 2.5 psi was separated, but the panel could not be found within the boundaries of the airport. It is estimated that the blow-out panel was separated about 0921 UTC when the fire occurred in flight and the pressure within the left wing leading edge increased.

The altitude at the time the fire occurred is estimated to be approximately 26,000 ft, and CAS approximately 300 knots. However, it is recognized that the fire did not develop any further. The reason would be that the fire was blown out by air current coming in due to lack of the blow-out panel.

The aircraft landed at Narita Airport about 1031 UTC. It is recognized that fire occurred within the left wing leading edge about 1032 UTC during landing roll. It is estimated that the fire occurred because air current flowing in was becoming less with decrease in aircraft speed during the landing roll, and fuel which flowed out was ignited by spark or arc caused by short circuit of the generator feeder cable or the wire bundle damaged by fire in flight. It is estimated that by this fire the wire bundle installed in ILES 630~693 was damaged together with structural components in No.2 pylon upper strut, and that the extinguisher piping for left wing engines of an aluminum alloy was melted. The flight crew stated that they shut down No. 1 engine and pulled the fire handle, because they were advised from the tower "Left engine fired" and were thinking that No.1 engine was in malfunction. However, it is recognized that the extinguisher gas was given off to the fired area from the melted pipe, and the fire was once put off.

It is estimated, however, that fuel continued to flow out and sparking or arcing was being generated, and fire occurred again about 1035 UTC when the aircraft

came to a stop on the taxiway. Fire fighting vehicles which were following the aircraft discharged extinguisher to the fired area. The flight crew state that they were informed by the tower that No.2 engine fired and confirmed it themselves, and shut down No.2 engine, and pulled the fire handle. It is recognized, however, that this time again extinguisher gas was discharged from the melted pipe to the fired area. It is estimated that as a result the fire was immediately extinguished.

The fire was once extinguished. The aircraft was towed to the parking area after the evacuation was completed. After a mechanic confirmed there was no leakage of fuel from the fuel feed pipe, and washed the said area, circuit breakers within the cockpit relating to No.1 and No.2 engine were pulled out. When an external power was connected to the aircraft about 1301 UTC in order to unload passengers' baggage, fuel flowed out through a hole on the fuel feed pipe and fire again occurred. It is estimated that it was caused because the booster pump switches of the left wing fuel tanks remained "on" and therefore the booster pump became operated, as well as because wires of No.2 engine fuel spar valve were burned by fire and the valve was reopened after once closed or not closed fully, and therefore fuel flowed out from the hole on the fuel feed pipe and was ignited by spark due to short circuit of burnt wire bundles.

### 3.2.3 Fracture of No.2 Engine fuel feed pipe clamp

As stated in paras. 2.3.2 and 2.13.5, at the time of investigation it was recognized that the bolt head of the outside bolt out of two bolts of No. 2 engine fuel feed pipe clamp was fractured. The result of investigation on the fractured surface by use of a SEM and an X-ray micro-analyser indicated that the whole of the fractured surface was covered with cadmium. There was no deformation by extension at the fractured portion, and on the fractured surface there was found almost no evidence of dimples indicative of a static failure.

It is considered that the bolt was subjected to heat sufficient enough to melt its cadmium plating, and the difference in heat expansion rate of the spacer (of an aluminum) and the bolt (of a steel) caused a tensile stress due to heat expansion to the bolt, generating cadmium embrittlement with the result that the bolt was fractured without deformation by extension. It is also considered that after the fracture of the bolt, the melted cadmium adhered to the fractured

surface.

Since as stated in para.3.2.1 a large-scale fire would not have occurred in flight, it would be at the time of fire after landing that the bolt head was fractured being subjected to heat.

#### 3.2.4 EICAS messages which were recorded in CMC

Causes for display of various EICAS messages which were recorded in CMC as stated in para. 3.1.1 are estimated to have been as follows:

(1) Display cause for most of EICAS messages are estimated to have been burn of wires of systems due to fire which occurred within the left wing leading edge (ILES630~693). It is estimated that most of the messages were displayed by a false signal due to the burn of wires, and malfunctions did not really occur, but some of them would have indicated a real malfunction of systems caused by burn of wires.

(2) In CMC it was recorded that fault on FMC occurred 43 times in total during a period from the 13th flight before this accident until the previous flight. However, in the maintenance record, there was found no description that corrective measures were taken for these malfunctions. It is estimated that the same temporary malfunction occurred on FMC as in the past flights occurred on this accident flight, and EICAS messages concerning autopilot and autothrottle were displayed. It is noted that these messages would be shown even in case output bus wires were burnt and short-circuited by fire.

(3) It is estimated that messages on the engine fire extinguishing system were caused by execution of engine extinguishing measures.

The EICAS messages stated above are grouped by level of message and are listed in Tables 4~6 below, showing their probable display cause and probable malfunction of the system. Marks A, B, and C in the column of the probable display cause correspond items (1),(2), and (3) above, respectively.

Table 4 Probable cause of display and malfunction of  
Caution Messages which were recorded in CMC

EICAS Message (UTC)	Time displayed	Probable Cause of	Probable Malfunction
BLD DUCT LEAK L	0921	A	Due to wire burn, false signal of bleed air leak was generated
FLAPS PRIMARY	0921	A	Due to wire burn, primary pneumatic mode of leading edge flaps became inoperative and switched over to primary electrical mode
OVHT ENG 1 NAC	0921	A	Due to wire burn, false signal of overheat within nacelle of No.1 engine was generated (INT)
FLAPS DRIVE	0921	A	Due to wire burn, primary electrical mode of leading edge flaps became inoperative
>AUTOTHROT DISC	0923	B	FMC was brought in resynchro mode due to temporary failure of FMC (INT)
>AUTOPILOT	0923	B	FMC was brought in resynchro mode due to temporary failure of FMC (INT)

Table 5 Probable cause of display and malfunction of

Advisory Messages which were recorded in CMC

EICAS Message	Time displayed (UTC)	Probable Cause of Display	Probable Malfunction
ELEC DRIVE 1	0921	A	Due to wire burn, false signal of fall in oil pressure or rise in oil temperature of No.1 IDG was generated (INT)
ENG 1 FUEL VLV	0921	A	Due to wire burn, false signal of actuation of No.1 Engine Fuel Spar Valve was generated
>FUEL JETT B	0921	A	Due to wire burn, inoperation of B System of Fuel Jettison System
ELEC GEN OFF 1	0921	A	Due to burn of wire for detection of input speed of No.1 IDG, false signal of decrease in input speed was generated, and No.1 IDG was separated from No.1 AC power bus by actuation of protective circuit
>JETT NOZZLE L	0921	A	Due to wire burn, false signal of actuation of Left Wing Fuel Jettison Nozzle Valve was generated

NAI VALVE 1	0921	A	Due to wire burn, false signal of actuation of No.1 Engine Nacelle Anti-Ice Valve was generated (INT)
FUEL X FEED 1	0922	A	Due to wire burn, false signal of actuation of No.1 Tank Fuel Cross-feed Valve was generated
>FMC MESSAGE	0923	B	Due to temporary failure of FMC, FMC was brought in resynchro mode (INT)
ENG 1 EEC MODE	1031	A	Due to wire burn, primary mode of No.1 Engine EEC became inoperative, and switched over to alternate mode
>NO LAND 3	1032	B	False signal due to burn of wires from FMC to EEC was generated
>BTL LO ENG B	1032	C	Use of Extinguisher Bottle of B system for left engines (not system malfunction)
ENG 2 FUEL VLV	1034	A	Malfunction of Fuel Spar Valve and Fuel Metering Unit's shut-off valve due to wire burn
>BTL LO L ENG A	1032	C	Use of Extinguisher Bottle of A system for left engines (not system malfunction)



Table 6 Probable cause of display and malfunction of  
Satus Messages which were recorded in CMC

EICAS Message	Time displayed (UTC)	Probable Cause of Display	Probable Malfunction
FUEL SPAR VLV 1	0921	A	Due to wire burn, false signal of actuation of Fuel Spar Valve was generated
NAI DUCT 1 LEAK	0921	A	Due to wire burn, false signal of leak of bleed air from nacelle anti-ice duct of No.1 Engine was generated (INT)
FLAP SYS MONITOR	0921	A	Due to wire burn, false signal of failure of Flap Control Unit or leading edge flap position sensor was generated
FUEL JETT B	0921	A	Due to wire burn, B system of fuel jettison became inoperative
ELEC GEN SYS 1	0921	A	Due to wire burn input speed of No.1 IDG decreased, oil pressure of IDG decreased, and false signal of failure of oil temperature sensor generated

ENG 1 OVHT LP B	0921	A	Due to wire burn, false signal of No.1 Engine overheat was generated
ENG 1 EEC C1	0921	A	Due to wire burn, failure of category 1 occurred to EEC
ADC LEFT	0921	A	Due to wire burn of ADC#3 output bus to EEC, false signal of ADC failure generated
ADC RIGHT	0921	A	same as above
BLEED ASCTU A	0921	A	Due to wire burn, false signal of failure of Channel A of Bleed Air Supply Control and Test Unit (ASCTU) was generated
FUEL QTY SYS	0921	A	Due to wire burn, false signal of failure of Fuel Quantity System was generated
JETT NOZZLE L	0921	A	Due to wire burn, false signal of failure of Left Wing Fuel Jettison Nozzle Valve was generated
LE MULT DRIVE	0921	A	Due to wire burn, false signal of failure of Leading Edge Flap Drive was generated
BLD DUCT LEAK L	0921	A	Due to wire burn, false signal of bleed air leak

was generated

ELEC DRIVE 1	0921	A	Due to wire burn, false signal of fall in oil pressure or rise in oil temperature of IDG was generated (INT)
ENG 1 OVHT LP A	0921	A	Due to wire burn, false signal of No.1 Engine overheat was generated
ANTI-ICE NAC 1	0921	A	Due to wire burn, false signal of failure of No.1 Engine NAI valve or NAI Pressure Regulator was generated
FUEL X FEED 1	0922	A	Due to wire burn, false signal of failure of No.1 Tank Fuel Cross-feed Valve was generated
ENG 1 EEC MODE	1031	A	Due to wire burn, primary mode of No.1 Engine EEC became inoperative, and switched over to alternate mode
GROUND PROX SYS	1031	A	Input of false information on flap position to Ground Proximity Warning System
BTL LOW L ENG B	1032	C	Use of Extinguisher Bottle of B system for left engines (not system malfunction)

FUEL SPAR VLV 2	1034	A	Due to wire burn, malfunction of Fuel Spar Valve and Fuel Metaling Unit's shut-off valve
BTL LOW L ENG A	1035	C	Use of Extinguisher Bottle of A system for left engines (not system malfunction)

### 3.2.5 Malfunction of cabin pressurization system

#### (1) Inoperative auto-control of cabin pressurization

As stated in para. 3.1.1, CMC recorded a status message indicating that the left and the right air data computer (ADC) were inoperative from about 0921 UTC until the power source of the aircraft was cut off. It is estimated that this message was displayed due to wire burn and short circuit of #3 bus passing from ADC to EEC caused by fire which occurred within the leading edge of the left wing. It is further estimated that thereby the auto-control of the cabin pressurization controller became inoperative and the caution message (CABIN ALT AUTO) was displayed on EICAS as stated by the flight crew. However, it is estimated that this message was not recorded in CMC because the failure was not of the cabin pressure controller (CPC) having the auto-control function.

It is estimated that about 0921 UTC caution messages (BLEED DUCT LEAK L) and (OVHT ENG 1 NAC) were also displayed on EICAS, and the flight crew brought the bleed isolation valve to "off" and the bleed air switch of No.1 and No.2 engine to "off". Moreover, in DFDR it was recorded that No.1 and No.2 air conditioning pack were brought "off".

It is estimated that up to about 0921 UTC the Cabin Pressure Controller was controlling cabin pressurization by adjusting volume of flow-out air at the opening of outflow valve corresponding to operation by three air conditioning packs, but the valve came to a stop at the position at the time the auto-control became inoperative.

It is estimated that since the No.1 and No.2 air conditioning pack were brought to "off" at this time, and therefore the system became one-pack operation, the flow-in air reduced, with the result that the flow-out air became more than the flow-in air to decrease the cabin pressure and increase the cabin altitude. The flight crew became aware of this irregularity, made the aircraft to descend, and operated manually the outflow valve, but the cabin pressure continued to decrease and the cabin altitude warning system was actuated.

It is estimated that the outflow valve was closed manually about 0927 UTC. And immediately thereafter the cabin pressure turned to increase and the cabin altitude to decrease. It is considered that the rate of descent of the cabin altitude increased further because No.2 pack was brought again to "on" about 0942 UTC.

Thereafter the cabin pressure did not increase. It is estimated that it is because the opening of the outflow valve was adjusted manually. After about 0943 UTC, the cabin pressure repeated variation within a small range at about 17 psia (equivalent to a cabin altitude of minus 4,000 ft when converted to the standard atmosphere. The same applies hereinafter).

As mentioned in para. 2.1, the flight crew stated that they were operating manually the outflow valve but the pointer of the instrument to indicate valve position became stuck (right side: at full-close left side: at 1/8 open) after a certain point of time and also that as stated in para. 3.1.1, the advisory message {OUTFLOW VALVE L,R} was shown on EICAS although their memory was uncertain. The said message is a message to be shown in case the outflow valve auto-control failed or the manual control was commanded. However, since in CMC there is no record left on display of the message, it is estimated that the message was displayed because the manual control was commanded. It is estimated that there were no failures involved of the manual control because it was normally operated, as stated in para. 2.12.2, in the operation attempted again in the emergency evacuation. A possibility is conceivable that the manual control would have become temporarily inoperative in flight, when taking into account the cabin altitude shifting as low as minus 4000 ft, but it could not be clarified.

Moreover, as stated in para. 2.13.1, judging from the position of the outflow

valve manual switch and the position of the outflow valve of the aircraft found by an investigation after the accident, it is conceivable that only left-side outflow valve was being operated manually with the right-side outflow valve kept close.

The cabin pressure was 17.0 psia (equivalent to a cabin altitude of approximately minus 4,000 ft) at 1031 UTC when touch-down was made, and the atmospheric pressure at the airport at that time is estimated as approximately 14.2 psia. Therefore, difference between the cabin pressure and the outer atmospheric pressure was approximately 2.8 psi, exceeding considerably the maximum differential pressure of 0.11 psi which is an operating limitation for takeoff and landing. The cabin pressure at the time the emergency evacuation directed was 16.8 psia (equivalent to a cabin altitude of approximately minus 3,800 ft) with a differential pressure of approximately 2.6 psi. For this reason, it is estimated that door handles would have been hardly moved, and time was required to open them.

As stated in para.2.12.2, when time was required to open doors in the emergency evacuation, the captain who was told from the alternate captain about the status in the cabin, tried to open manually the outflow valve, but only a left-side outflow valve was actuated, and therefore time would have been required to depressurize the cabin. (The outflow valve is driven by an AC motor (115 V) in case of auto-control, but in case of manual control by a DC motor (28 V). The DC power is supplied from the main battery after engines and APU are shut down. Time required to "full open" the valve from "full close" the valves by the DC motor is approximately 30 seconds.)

The status of the cabin pressurization system can be displayed on EICAS for the flight crew to comprehend the cabin altitude, differential pressure with the outer atmosphere, etc., but the cabin altitude indication is limited to minus 1000 ft. Therefore it is necessary for the crew to calculate it from the flight altitude and differential pressure when they would comprehend the cabin altitude descended to down to minus 4000 ft.

## (2) Rise in cabin temperature

As stated in paras. 2.1 and 2.12.3, according to the crew, about the time cabin pressure decreased, the cabin temperature increased.

It is estimated that, as stated in the preceding paragraph, the cabin temperature increased because the air conditioning system became one-pack operation, flow-in air become less than flow-out air, and an appropriate cabin temperature control became difficult.

### 3.2.6 Display of malfunction of leading edge flaps

As stated in para. 2.1, according to the flight crew, about 0921 UTC while the aircraft was climbing, caution messages (FLAPS PRIMARY) and (FLAPS DRIVE) were displayed on EICAS, the expanded display of the leading edge flaps was also displayed indicating failure of the position sensor of the outboard and the midspan leading edge flaps group of the left wing as well as stoppage in transit of the inboard and the midspan leading edge flaps group of the right wing.

It is estimated that with regard to the left wing this was caused by burn of wires to the position sensor of the leading edge flaps by the fire which occurred within the leading edge (ILES630~693). With regard to the right wing, display cause of the expanded display and its relationship with the fire were not clarified.

Flaps manipulation was carried out in landing approach, but the leading edge flap system, as stated in para. 2.13.1, only part of groups of the right wing were somewhat drooped, and other leading edge flaps were retracted.

From the above, it is estimated that the leading edge flaps became inoperative.

### 3.2.7 Actuation of stick shaker

As stated in para. 3.1.2, according to DFDR, during a period from about 0923 UTC to 0924 UTC, the stick shaker was actuated 5 times in total at an altitude of approximately 27,000~26,000 ft and within a CAS range of 245~258 knots.

Moreover, as stated in para. 2.1, according to the flight crew, around the time the stick shaker was actuated, the maximum speed bar and the minimum speed bar in the speed display of PFD came close to, and sometimes overlapped each other.

From a system-wise view point, the stick shaker is not equipment which does monitor the airspeed and is actuated when it approached the stalling speed, but it is actuated when the vane angle, the angle of attack of the aircraft adjusted for the pitch rate of the fuselage, exceeded the trip angle.

Since it is estimated from DFDR record that the vane angle exceeded the trip angle when the stick shaker was actuated, it is estimated that the stall warning system was in normal operation.

On the other hand, as stated in para. 2.1, the flight crew witnessed that around this time the maximum speed bar and the minimum speed bar approached, and overlapped one another at times in the speed display of PFD.

It is estimated that this is because wires related to the leading edge flaps were burned by the fire within the left wing leading edge (ILES630~693), thereby a false signal of Flap 5, the maximum speed bar of PFD lowered from the maximum speed ( $V_{mo}/M_{mo}$ ) in the flap-up condition to the flap placard speed of flap 5 (260 knots), and, on the other hand, since the minimum speed bar with flaps up was being displayed, both speed bars approached or overlapped each other.

### 3.2.8 Malfunction of autothrottle and autopilot

As stated in para. 2.1, according to the flight crew, about 0923 UTC the autothrottles were disconnected to keep climb power because throttle levers indicated an abnormal move to retard to the idle position.

It is estimated that the autothrottles retarded the throttle levers to the idle position to reduce speed, because, as stated in the paragraph above, a flap placard speed of flap 5 (260 knots) was displayed as the maximum speed and the aircraft was in flight at a CAS of approximately 300 knots around this time. It is also estimated that thereafter the autothrottles became unusable, because, as shown in para. 3.2.4, FMC failed temporarily, and wiring of the electronic



engine control system (EEC) of No. 1 engine was burned.

As stated in para. 3.1.2, from DFDR record, it is estimated that even after 0921 UTC at which a series of malfunctions occurred, the autothrottle was sometimes in the connected condition, but the reason therefor is unknown.

Furthermore, as stated in paras. 2.1, 3.1.1 and 3.1.2, it was said that the autopilot was disengaged by the flight crew at about 09:25 UTC. It is estimated that this was because FMC failed temporarily as shown in para. 3.2.4. It was said that the autopilot returned to normal afterwards.

### 3.2.9 Other malfunctions

#### (1) Engine overheat

As stated in para.3.1.2, DFDR recorded overheat of No. 1 engine during a period from 0922:05 UTC until termination of DFDR record. It is estimated that this was caused by a false signal due to burn of No. 1 engine fan case overheat switch wire by the fire which occurred within the left wing leading edge (ILES630~693) in the same manner as EICAS caution message (OVHT ENG 1 NAC) shown in para. 3.2.4 Table 4.

#### (2) Malfunction of wing anti-ice

As stated in para.3.1.2, DFDR recorded that the wing anti-ice system was "on" during a period from 0921:31 UTC until termination of DFDR record. It is estimated that this was caused by a false signal due to burn of wiring of the wing anti-ice system by the fire which occurred within the left wing leading edge (ILES630~693).

#### (3) Malfunction of engine thrust reverser

As stated in para. 2.1, according to the flight crew, "REV" in amber to indicate that the thrust reverser of No.1 engine is unlocked was shown on EICAS. Moreover, as stated in para.3.1.2, DFDR record indicated that the thrust reverser of No.1 engine was in transit from 0921 UTC until DFDR record terminated.

Since it was witnessed that the aircraft was not subjected to any yawing nor buffeting, it is estimated that this was caused by a false signal due to burn of wiring of the switch to detect whether the cowl of the thrust reverser is fully deployed or stowed by the fire which occurred within the left wing leading edge (ILES630~693).

#### 3.2.10 Cabin Pressure Control by flight crew

As stated in paras. 2.1 and 3.2.5, the auto-control of the cabin pressurization system of the aircraft failed and the system was being manually controlled in flight, and cabin pressure remained at the time of landing. For this reason, time was required to open doors in the emergency evacuation.

As an operating limitation of the aircraft, the maximum differential pressure between the cabin pressure and the outer atmospheric pressure is prescribed, and depressurization is a prerequisite to opening doors prior to emergency evacuation. It is considered that accurate comprehension of cabin pressure prior to landing as well as execution of procedures prescribed on the outflow valves both in flight and in emergency evacuation should have been done, because even if the outflow valves were stuck, it might be a transient fault.

#### 3.2.11 Emergency evacuation

As stated in paras. 2.1, 2.12.3, 2.12.4 and 3.2.10, it is considered that time was required to open doors due to remaining cabin pressurization and the vicinity of doors was considerably crowded at the time the emergency evacuation was directed. R1, R2, R4, R5, and L1 doors were used for evacuation. It is considered that passengers seated in the middle of the cabin would have been panic-stricken because they were located farthest from evacuation doors, and observed the fire flame.

It is estimated that at doors from where a number of confused passengers evacuated, they would have scrambled to the escape slide, and some of them collided with the paved surface or crushed each other when landing to sustain injury.

Witness of the crew was obtained that extinguisher which fell on the slide made it more slippery, but it is unknown how the extinguisher affected slipperiness of escape slides.

## 4 Conclusions

### 4.1 Summary of Analysis

4.1.1 The flight crew were properly qualified, and had valid medical certificates.

4.1.2 The aircraft had a valid airworthiness certificate, and had been maintained and inspected as prescribed.

4.1.3 Clearance between No.2 engine fuel feed pipe and No.1 generator feeder cable, installed on the upper portion of No.2 engine pylon strut within the left wing leading edge, was as narrow as 6 mm as indicated by a post-accident inspection.

It is estimated that due to such an insufficient clearance, the pipe and the cable made contact to each other, and chafing was caused between them by bent of wings and vibration of the feeder cable in flight.

4.1.4 It is estimated that, as mentioned in the paragraph above, insulation coating of the generator feeder cable was damaged by chafing between the feed pipe and the feeder cable in flight, and thereby arcing was caused to make a hole in the pipe through which fuel was flowed out, and ignited, causing a fire within the left wing leading edge of the aircraft.

4.1.5 The blowout panel on the under surface of the left wing leading edge was missing. It is estimated that it was separated from the aircraft due to high pressure within the left wing leading edge caused by fire which occurred in flight, and also that air current which rushed into the leading edge blew out the fire and prevent it from developing further in flight.

4.1.6 It is recognized that wire bundles, engine fire extinguisher piping, etc. installed within the left wing leading edge were burned by the fire which occurred in the area. It is estimated that due to damage to the generator feeder cable and wire bundles, many EICAS messages including Engine Overheat and Bleed Duct Leak were displayed on EICAS in the cockpit and malfunctions occurred to such systems as generator, leading edge flaps and fuel jettison.

4.1.7 It is recognized that after landing fire occurred two times within the left wing leading edge. It is estimated that the fuel leak still continued, and the fuel was ignited by spark or arcing generated by short circuit of wire bundles damaged by fire in flight at the time the aircraft speed decreased.

4.1.8 The head of No.2 engine fuel feed pipe clamp bolt was fractured. It is considered that the fracture was caused by the fire which occurred after landing.

4.1.9 It is recognized that after malfunctions occurred to the aircraft, the cabin altitude increased, and the cabin altitude warning system was temporarily actuated. It is estimated that this is because the auto-control of the cabin pressurization system became inoperative due to a temporary malfunction of ADC, and one-pack operation was conducted at this point of time.

4.1.10 It is recognized that the cabin pressurization system was controlled manually thereafter, but the cabin altitude turned to decrease on the contrary down to approximately minus 4,000 ft. It is estimated that the reason time was required to open doors at the time of the emergency evacuation was that the cabin pressure was approximately 2.6 psi higher than the outside atmosphere.

It is estimated that doors were made open thereafter because cabin pressurization was released by manual operation of the outflow valves.

4.1.11 It is estimated that some of passengers sustained injury in the evacuation because they collided with the paved surface of the taxiway or crushed each other when landing through the escape slide in the emergency evacuation.

#### 4.2 Probable Cause

This accident involves occurrence of fire on the upper portion of No.2 engine pylon strut within the left wing leading edge and injuries to passengers in emergency evacuation.

It is estimated that occurrence of the fire is attributable to the damage which was caused by chafing between No.2 engine fuel feed pipe and No.1 generator feeder cable due to narrow clearance between them.

It is also estimated that injuries to passengers were caused by their collision with paved surface of the taxiway or their mutual crush when slipping down the escape slide to the ground.

### 5 References

#### 5.1 Airworthiness Directive of Civil Aviation Bureau, Ministry of Transport(TCD)

5.1.1 On September 20, 1991, the day after the accident, the Civil Aviation Bureau, Ministry of Transport issued a TCD (TCD-3552-91) and directed users of Boeing 747-400 in Japan to inspect the aircraft for any damage to engine fuel feed pipe within the wing leading edge in order to prevent fire caused by the damage on the fuel feed pipe.

5.1.2 On April 9, 1992, the CAB revised the TCD above and issued it as TCD-3552A-92, by which the CAB for the purpose of preventing malfunctions which cause fire within the engine strut, directed users of Boeing 747-400 that inspection (including the repetitive inspection) and repair, as necessary, be made on the clearance between the fuel feed pipe and the generator feeder cable within the wing leading edge, and suggested modification to fit up support brackets on the feeder cable (see Attached Fig. 10) as an alternate measure of the repetitive inspection. The modification is intended to isolate the fuel feed pipe by installing support brackets to the feeder cable.

Moreover, the Civil Aviation Bureau revised this TCD again on March 3, 1993, and issued it as TCD-3552B-93, in which the Bureau directed installation of support brackets which would dispense with the repetitive inspection.

These TCDs are based on FAA Airworthiness Directive AD92-05-01 and AD92-27-13, respectively.

## 5.2 FAA Airworthiness Directive (AD)

5.2.1 FAA, on their judgment that fire which occurred on No.2 engine strut of a Boeing 747-400 on September 19, 1991 may have been caused by a hole opened on the fuel feed pipe by electrical arcing due to chafing with the generator feeder cable or other reasons, issued Airworthiness Directive (AD) T91-20-51 on Boeing Model 747-400 series airplanes as of September 24, 1991 directing that the following inspections and repairs be conducted:

(1) to check the fuel feed pipe and the generator feeder cable within No.2 and No.3 engine strut for any damage or chafing.

(2) to check the clearance between the fuel feed pipe and the generator feeder cable and to secure a clearance of more than 0.375 inch (9.53 mm)

(3) to repeat the checks in (a) and (b) above at an interval not exceeding 500 hours in case where the clearance is less than 0.75 inch (19.1 mm), or at an interval not exceeding 1,000 hours in case the clearance is not less than 0.75 inch.

(4) to check the strut drain of all engines, and repeat the check thereafter at an interval not exceeding 1,000 hours.

(5) In case damage was found by the inspection, repairs should be done and the generator feeder cable be removed so that clearance with the fuel feed pipe is more than 0.375 inch.

5.2.2 FAA issued as of March 13, 1992 AD92-05-01, a revision of the AD above,

whereby FAA instructed implementation of (1),(2),(3), and (5) of para.5.2.1 above for the purpose of preventing fire in the engine strut, and suggested a modification to install the support bracket to the generator feeder cable as an alternate measure to the repetitive inspection. FAA further revised this AD into AD92-27-13 (effective as of March 1, 1993), in which they directed the installation of the support bracket within 12 months which dispenses with the repetitive inspection. In the directive, minimum clearance is set forth 0.75 inch between the cable, the bracket, and the neighboring bleed duct for the said repair work.

### 5.3 Service Bulletin (SB) of Boeing Co.

After this accident the Boeing Company issued a Service Bulletin (SB) No.747-24A2168 (as of September 24, 1991) and its revisions (as of Dec. 5, 1991 and as of Sept. 24, 1992), where a case in which fire occurred within No.2 engine strut due to a hole on the fuel feed pipe generated by chafing between the feed pipe and generator feeder cable was referred to as a reason for their issuance. (see Attached Fig. 10)

By Aircraft Accident Investigation Commission

Kazuyuki Takeuchi

Chairman

Motomasa Yoshisue

Member

Tsuneyuki Miyauchi

Member

Akira Azuma

Member

Minoru Higashiguchi

Member

August 26, 1993



Attached Table List of EICAS Messages

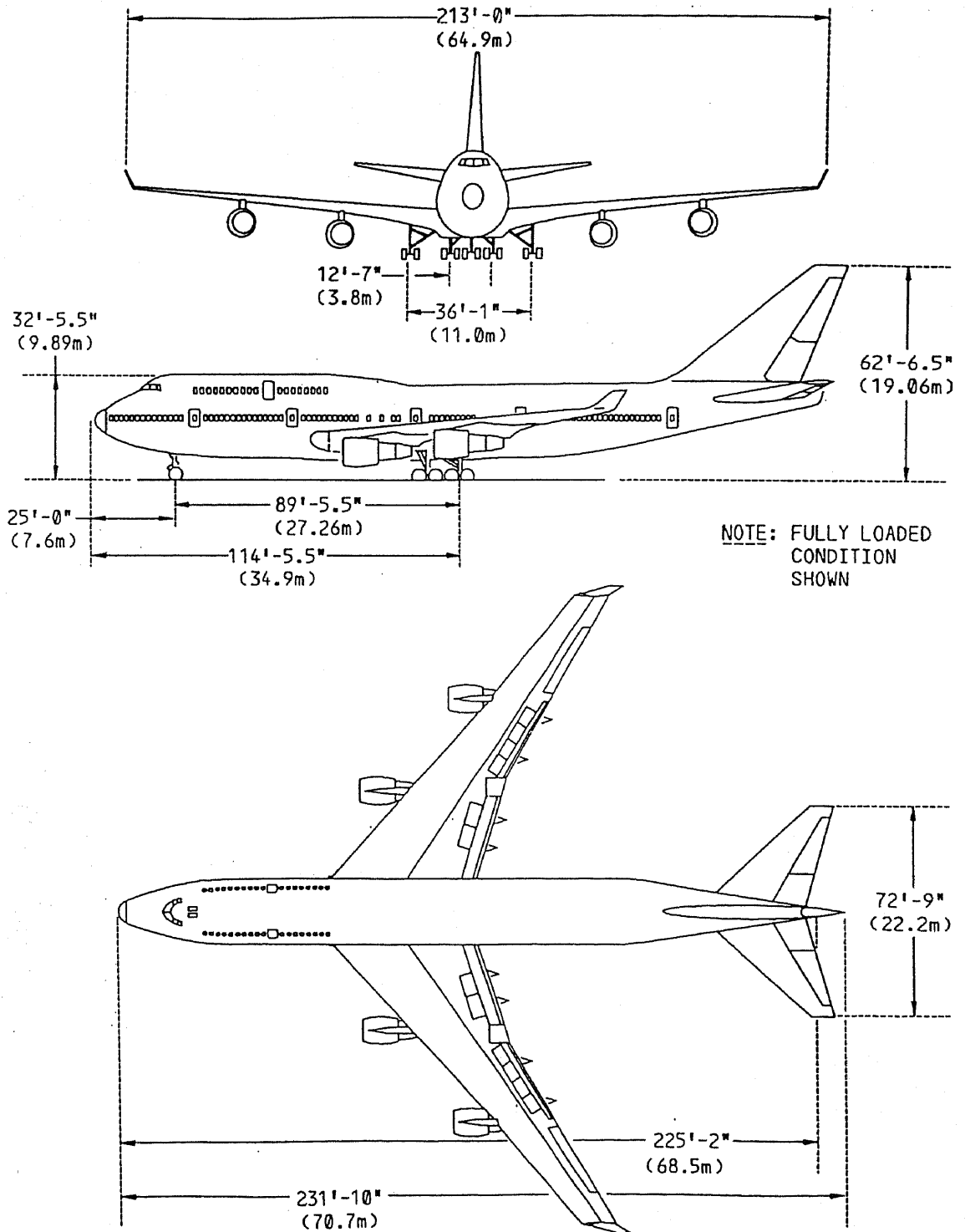
《 EICAS Messages 》	Level	Time (UTC)	Fault Indication
BLEED DUCT LEAK L	C	0921	HARD
ELEC DRIVE 1	A	0921	INT
ENG 1 FUEL VLV	A	0921	HARD
FUEL SPAR VLV 1	S	0921	HARD
NAI DUCT 1 LEAK	S	0921	INT
FLAP SYS MONITOR	S	0921	HARD
>FUEL JETT B	A	0921	HARD
FUEL JETT B	S	0921	HARD
ELEC GEN SYS 1	S	0921	HARD
ENG 1 OVHT LP B	S	0921	HARD
ELEC GEN OFF 1	A	0921	HARD
ENG 1 EEC C1	S	0921	---
ADC LEFT	S	0921	HARD
ADC RIGHT	S	0921	HARD
BLEED ASCTU A	S	0921	HARD
FUEL QTY SYS	S	0921	HARD
FLAPS PRIMARY	C	0921	HARD
OVHT ENG 1 NAC	C	0921	INT
>JETT NOZZLE L	A	0921	HARD
JETT NOZZLE L	S	0921	HARD
LE MULT DRIVE	S	0921	HARD
BLD DUCT LEAK L	S	0921	HARD
NAI VALVE 1	A	0921	INT
ELEC DRIVE 1	S	0921	INT
ENG 1 OVHT LP A	S	0921	HARD
ANTI-ICE NAC 1	S	0921	INT
FLAPS DRIVE	C	0921	HARD
FUEL X FEED 1	A	0922	HARD
FUEL X FEED 1	S	0922	HARD
>AUTOTHROT DISC	C	0923	INT
>FMC MESSAGE	A	0923	INT
>AUTOPILOT	C	0923	INT

Attached Table ( Continue )

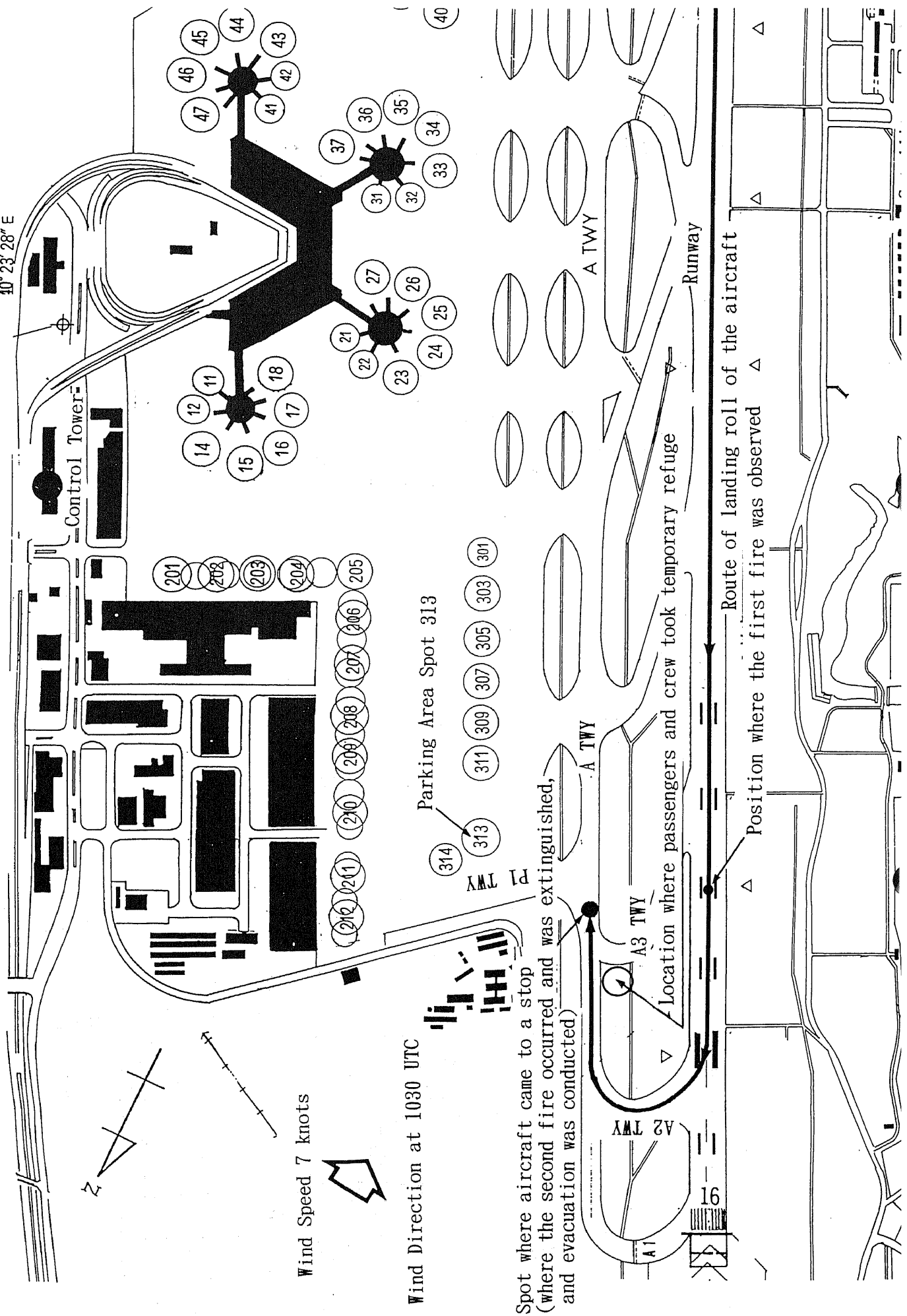
《 EICAS Messages 》	Level	Time (UTC)	Fault Indication
ENG 1 EEC MODE	A	1031	---
ENG 1 EEC MODE	S	1031	---
GROUND PROX SYS	S	1031	HARD
>NO LAND 3	A	1032	HARD
>BTL LO L ENG B	A	1032	HARD
BTL LOW L ENG B	S	1032	HARD
ENG 2 FUEL VLV	A	1034	HARD
FUEL SPAR VLV 2	S	1034	HARD
>BTL LO L ENG A	A	1035	HARD
BTL LOW L ENG A	S	1035	HARD

C:Caution      A:Advisory      S:Status

Attached Fig.1 Boeing 747-400 THREE VIEWS

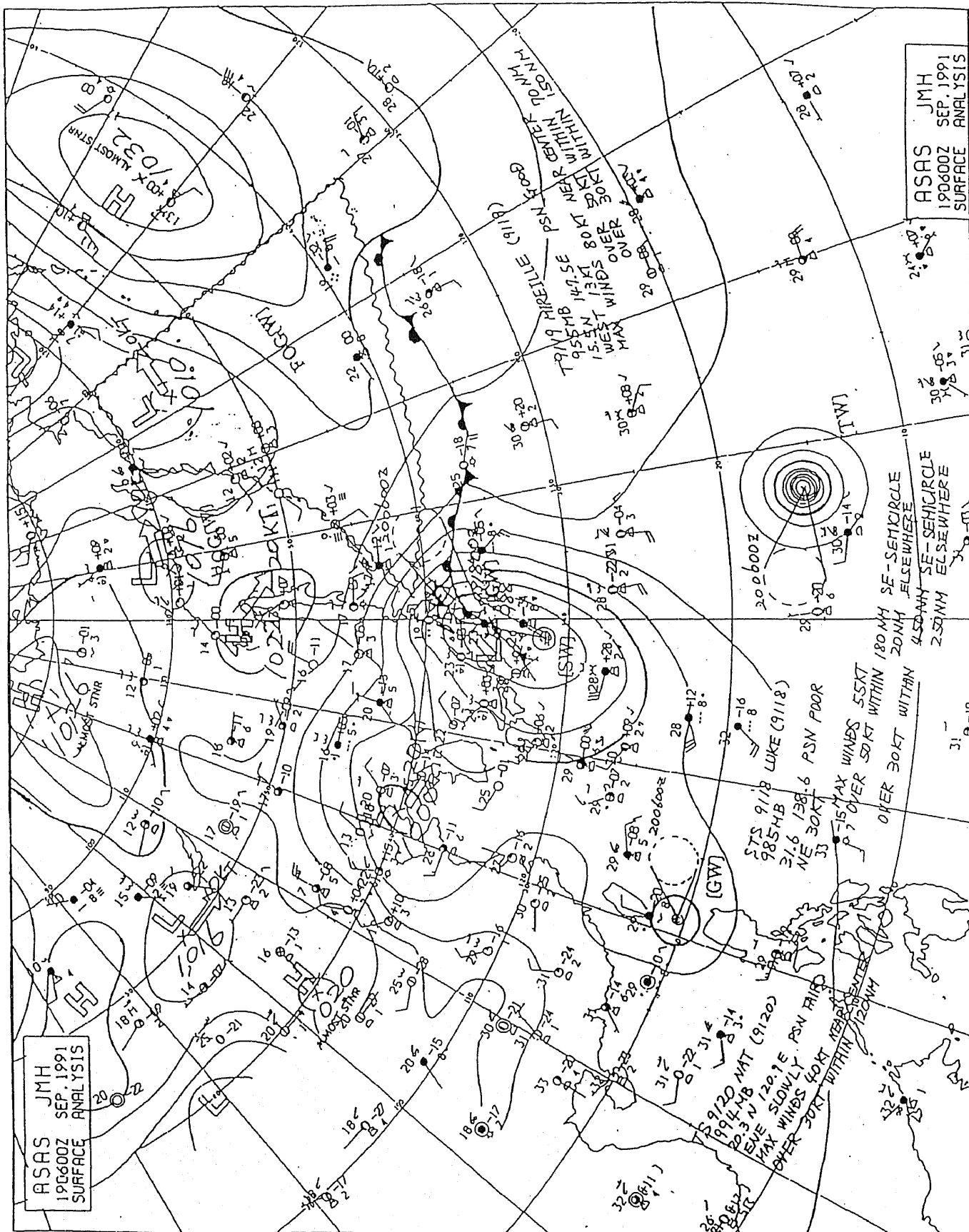


Attached Fig. 2 Taxiing Route of Accident Aircraft at Narita Airport 35°45'50"N  
40°23'28"E

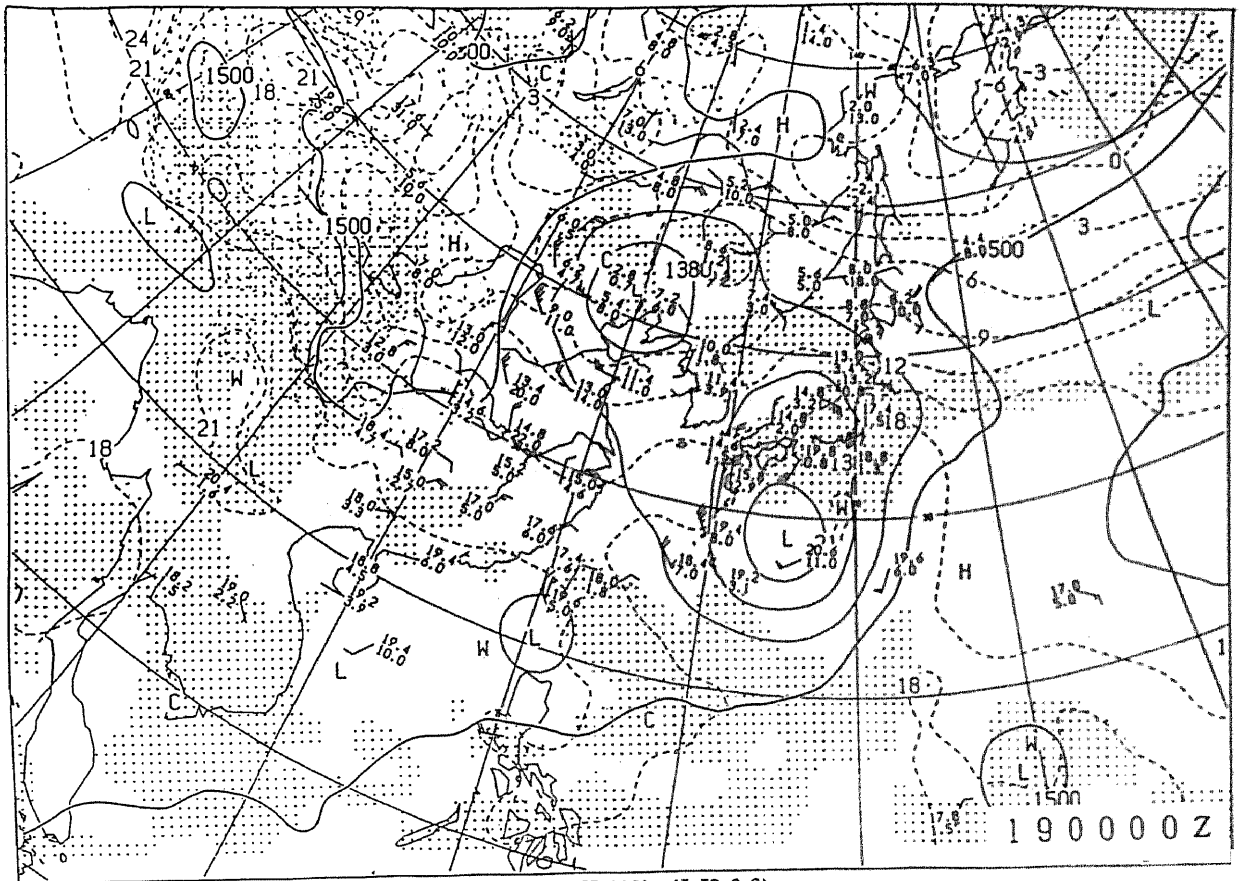


[illegible]

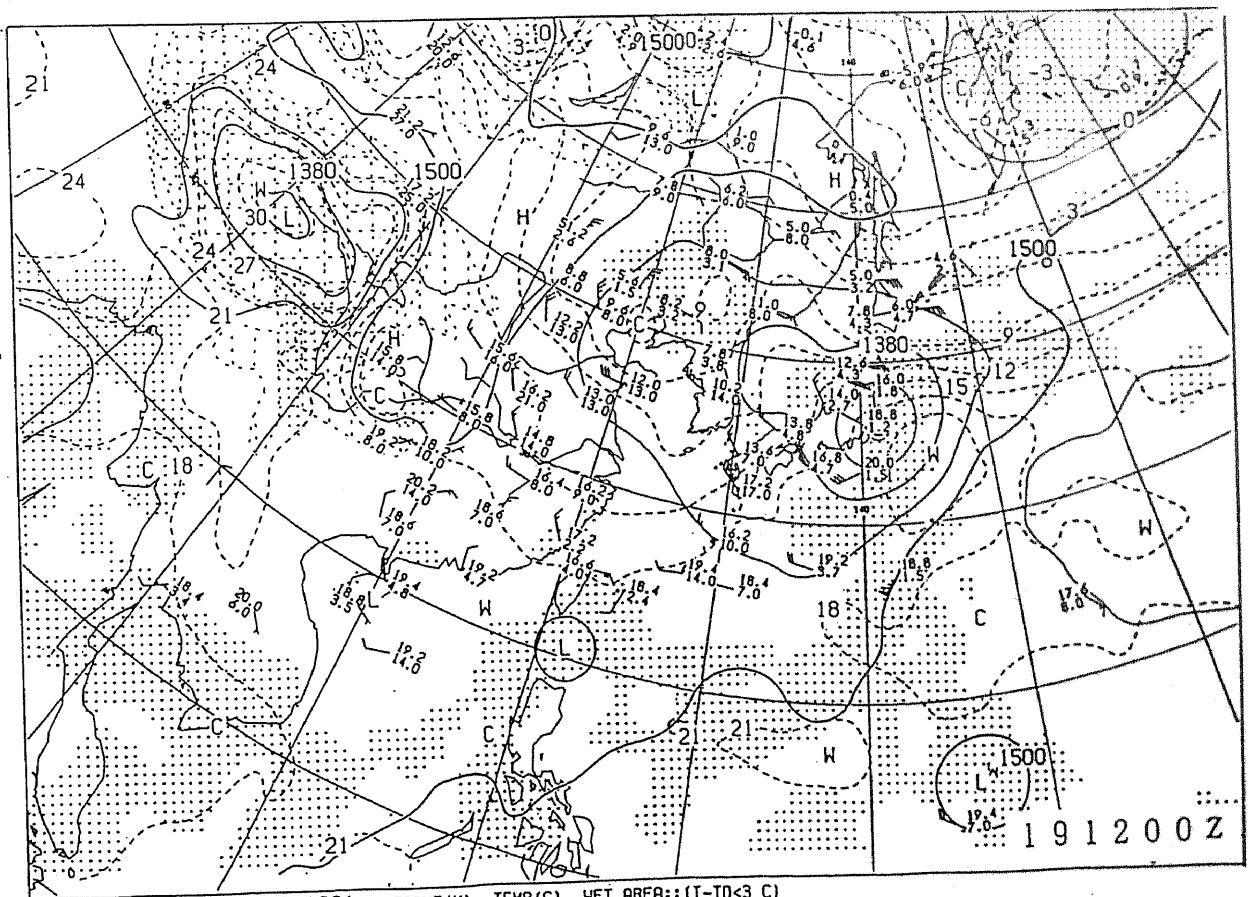
Attached Fig. 3 b) Surface Chart (ASAS) 191200Z



Attached Fig.4 a) Upper-air Chart 850 hPa

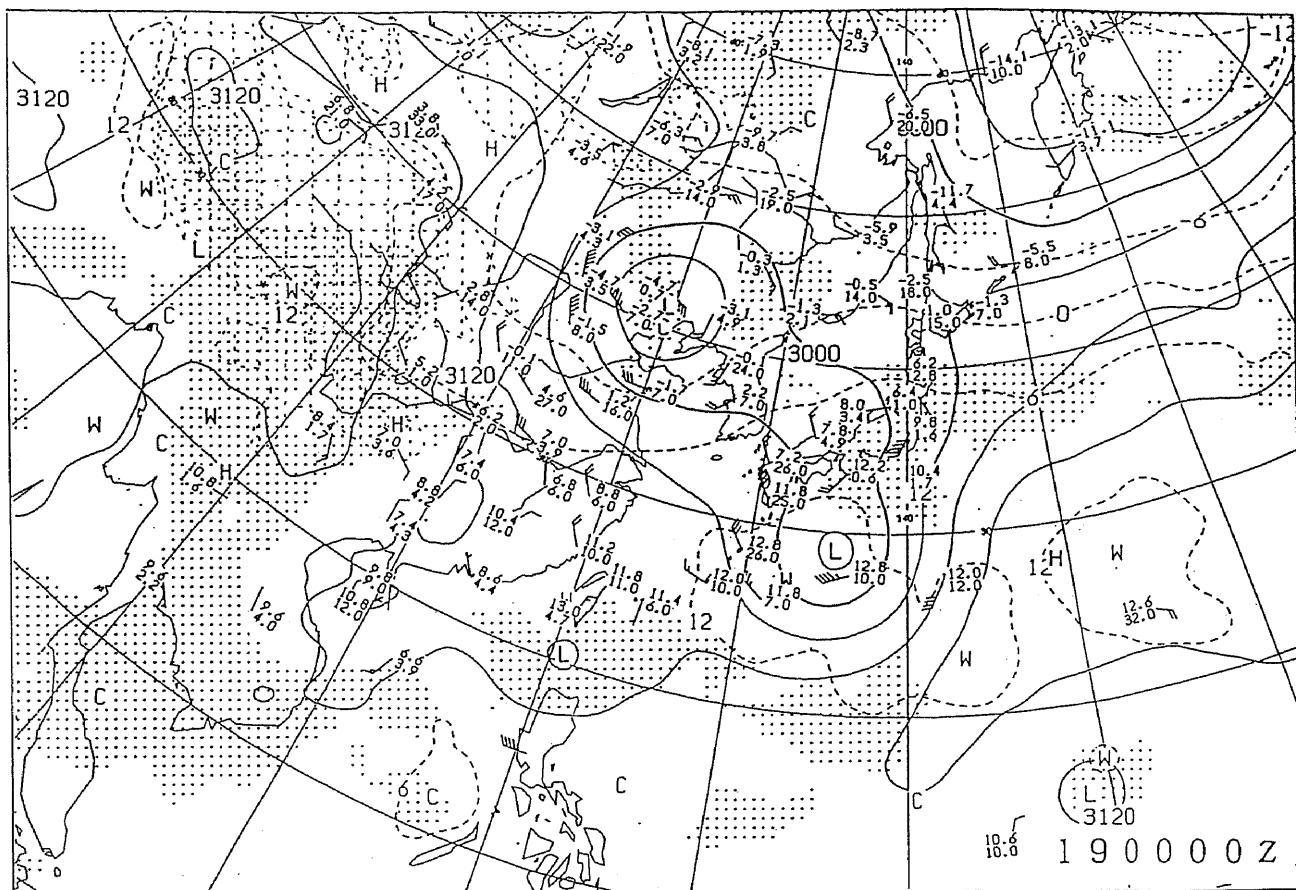


RUPQ85 190000Z SEP 1991 HEIGHT(M). TEMP(C). MET AREA::(T-TD<3 C)

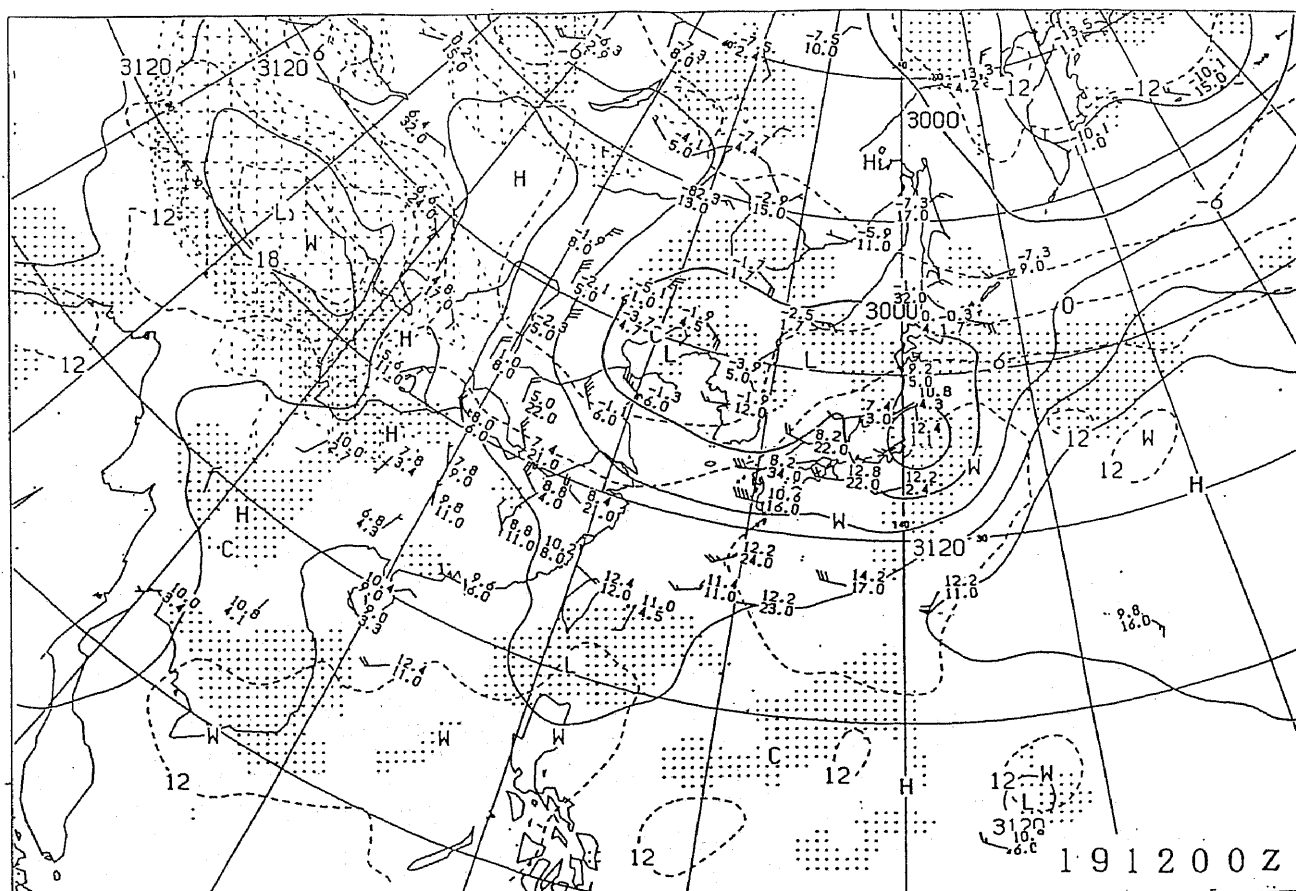


RUPQ85 191200Z SEP 1991 HEIGHT(M). TEMP(C). MET AREA::(T-TD<3 C)

Attached Fig.4 b) Upper-air Chart 700 hPa



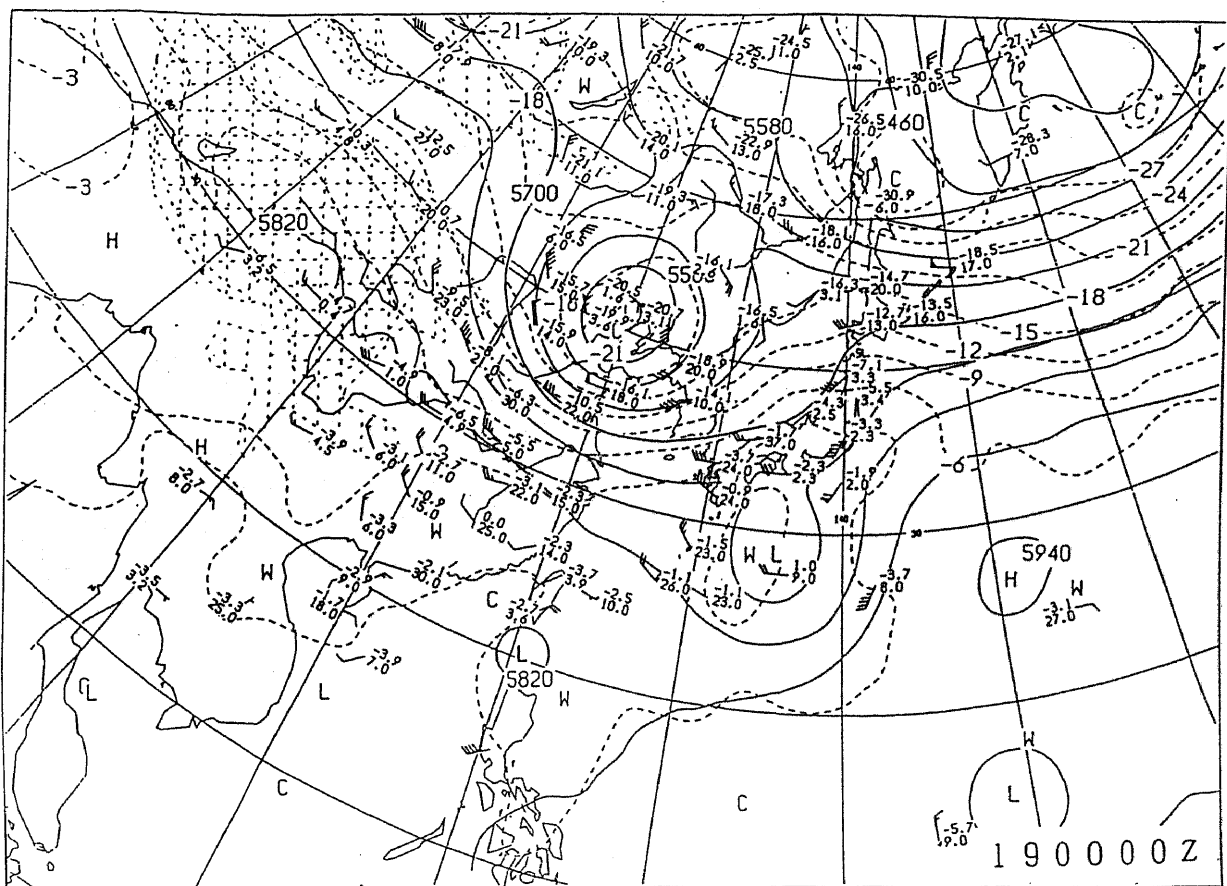
RUPQ70 190000Z SEP 1991 HEIGHT(M). TEMP(C). WET AREA::(T-TO<3 C)



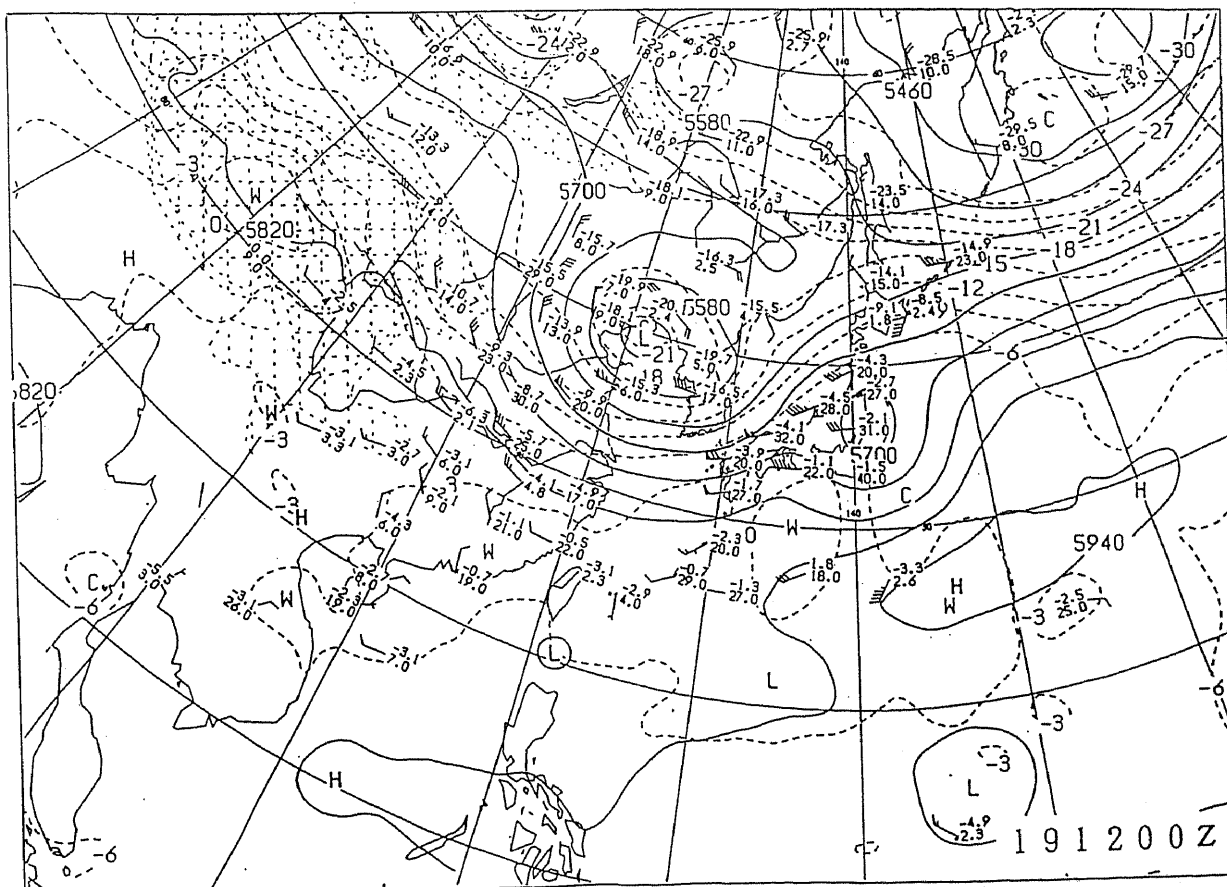
RUPQ70 191200Z SEP 1991 HEIGHT(M). TEMP(C). WET AREA::(T-TO<3 C)



Attached Fig.4 c) Upper-air Chart 500 hPa

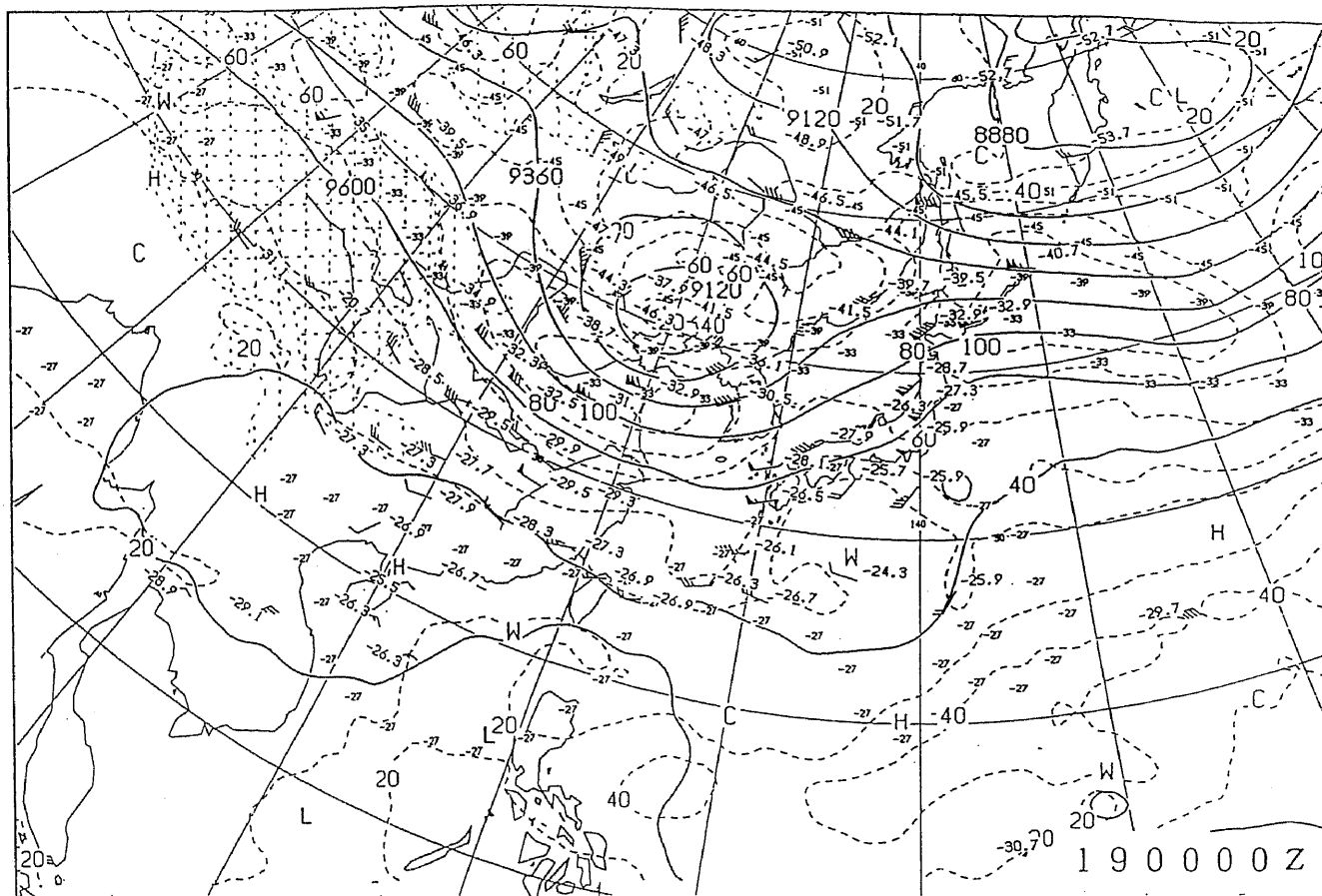


RUPQ50 190000Z SEP 1991 HEIGHT(M). TEMP(C)

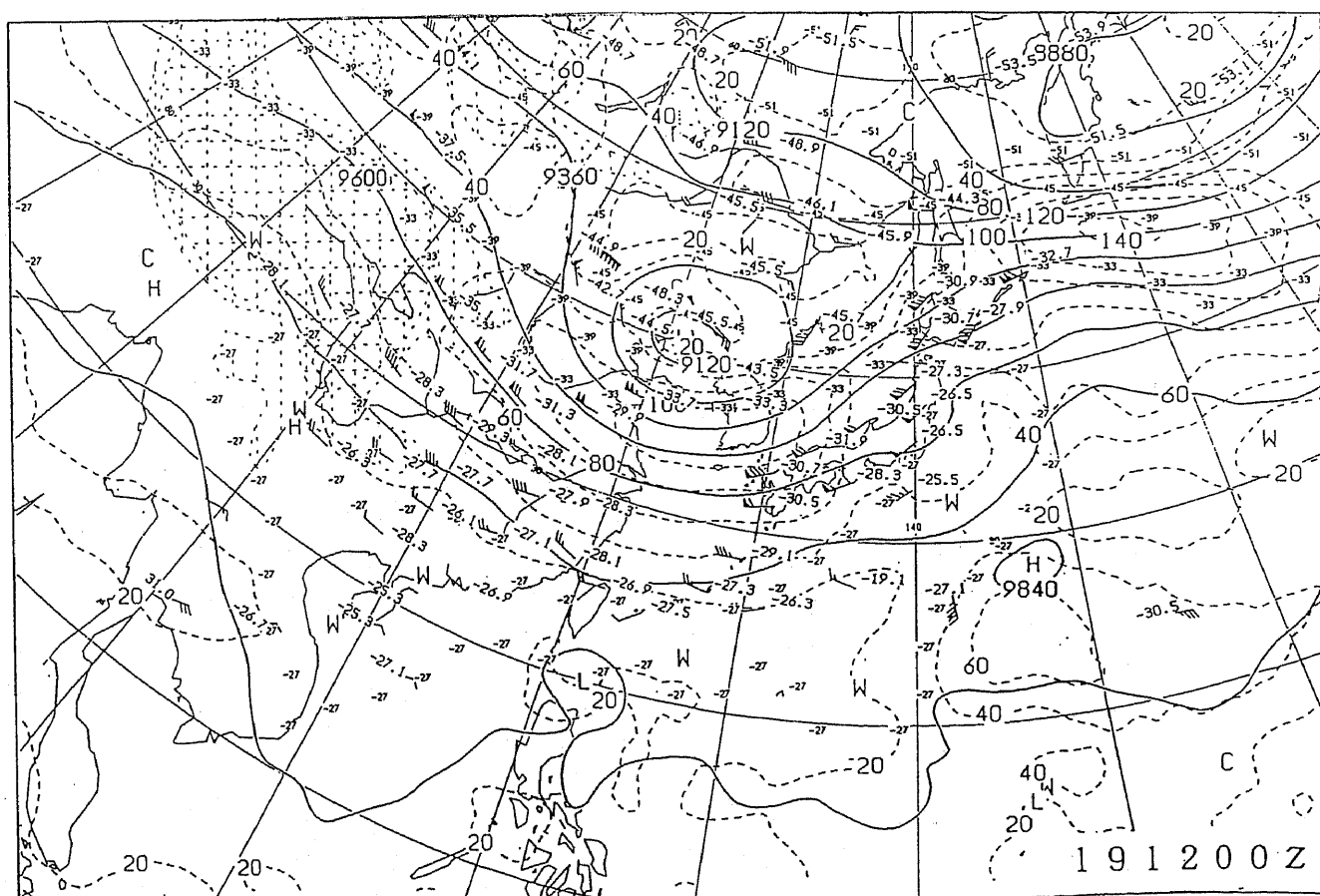


RUPQ50 191200Z SEP 1991 HEIGHT(M). TEMP(C)

Attached Fig.4 d) Upper-air Chart 300 hPa

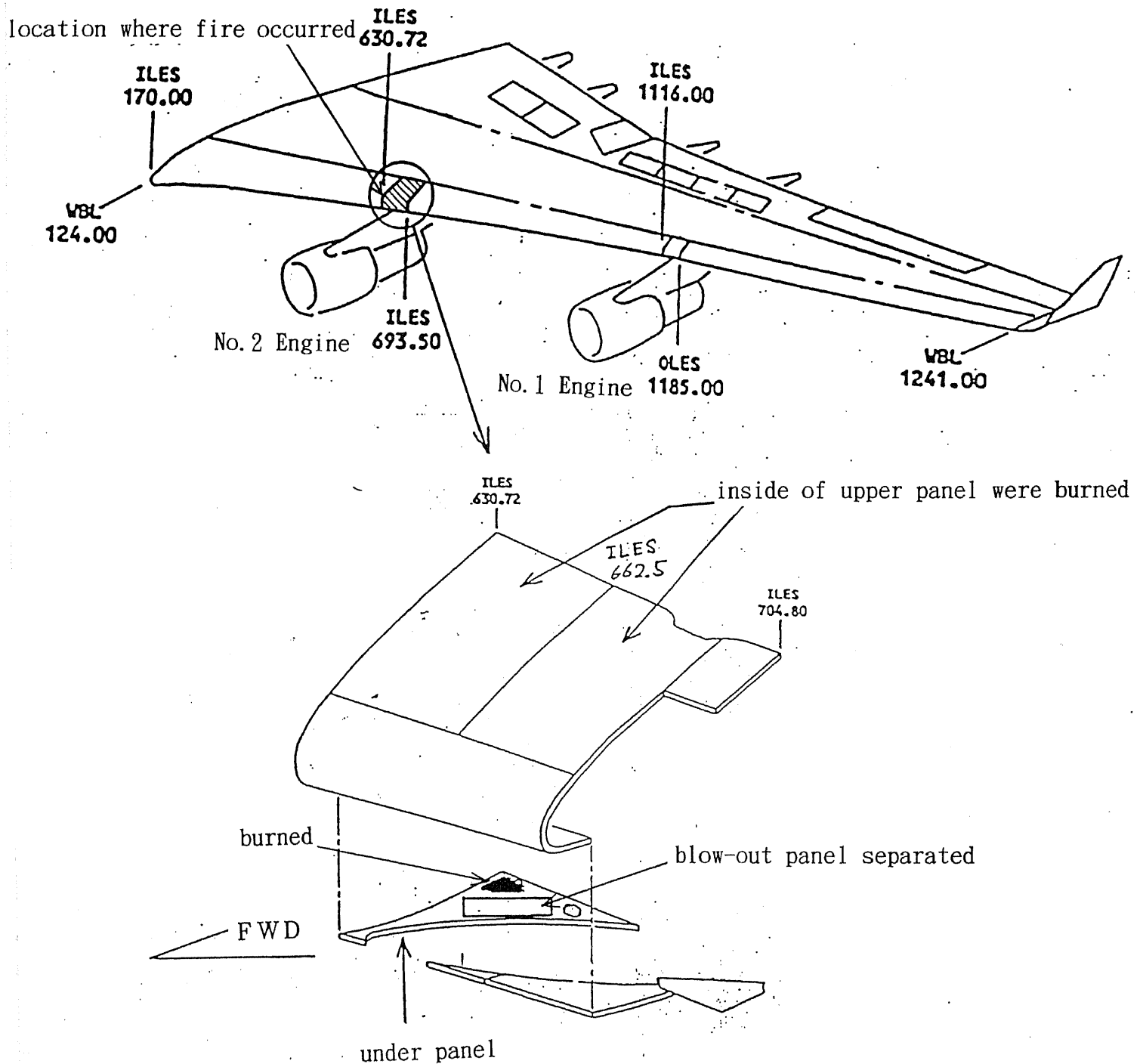


RUPQ30 190000Z SEP 1991 HEIGHT(M). TEMP(C). ISOTACH(KT)

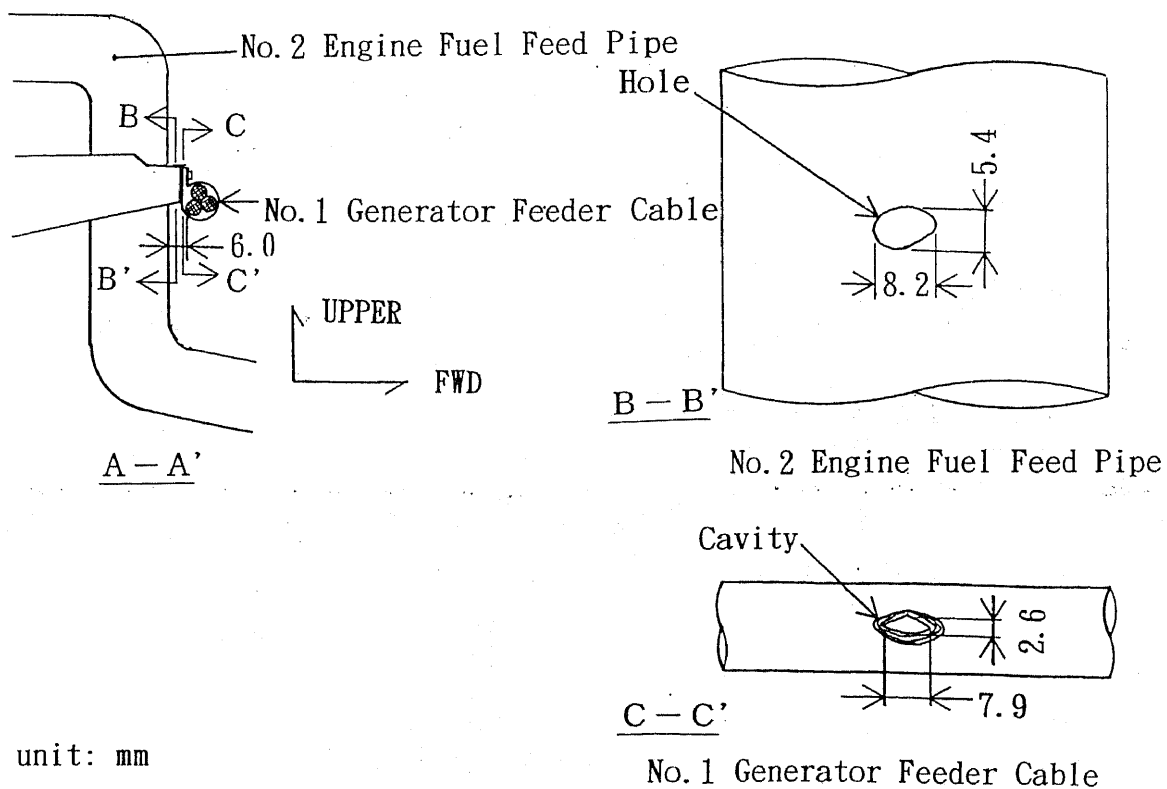
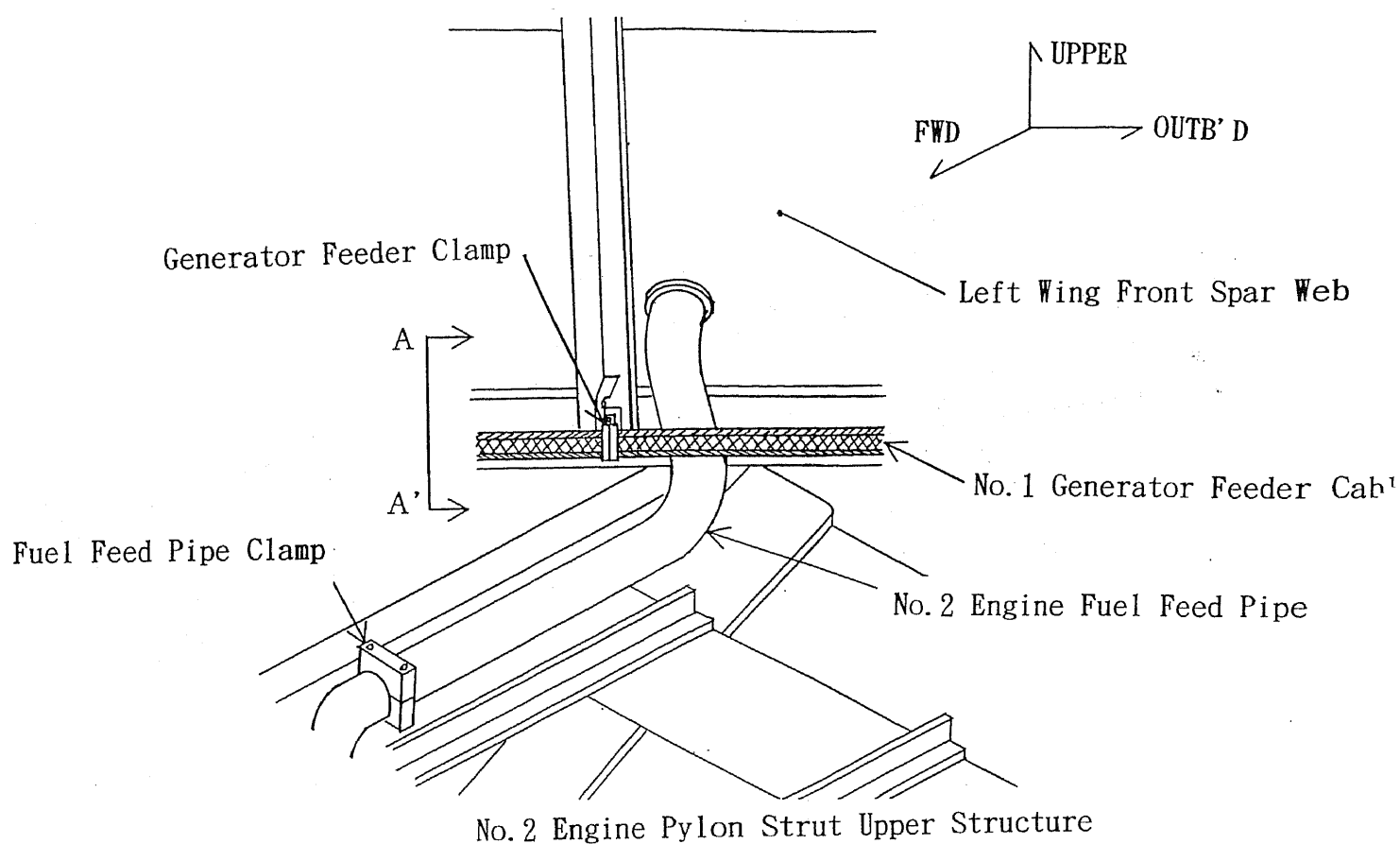


RUPQ30 191200Z SEP 1991 HEIGHT(M). TEMP(C). ISOTACH(KT)

Attached Fig.5 Location where fire occurred within  
Left Wing Leading Edge

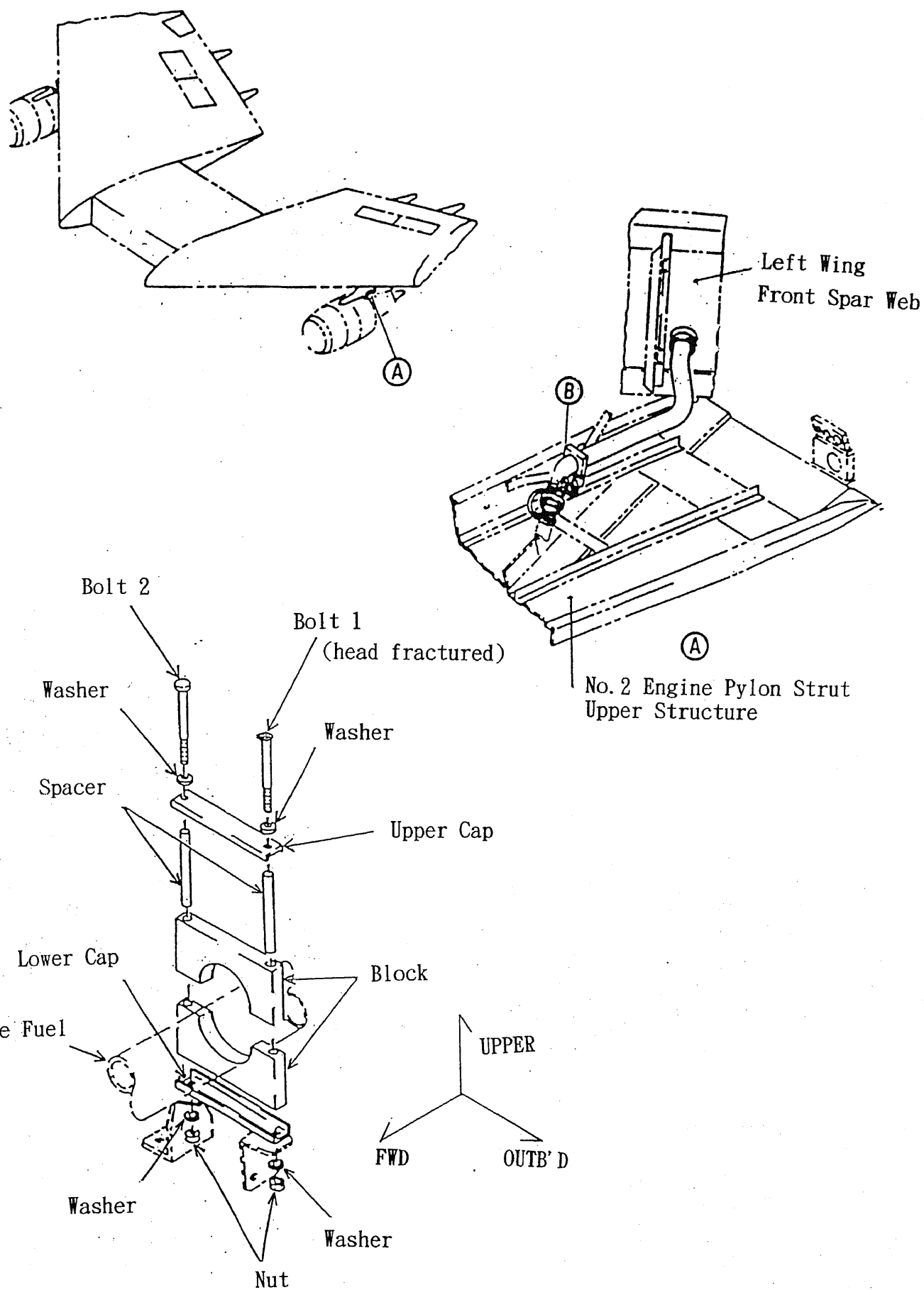


Attached Fig.6 Damage to No.1 Generator Feeder Cable and  
No.2 Engine Fuel Feed Pipe



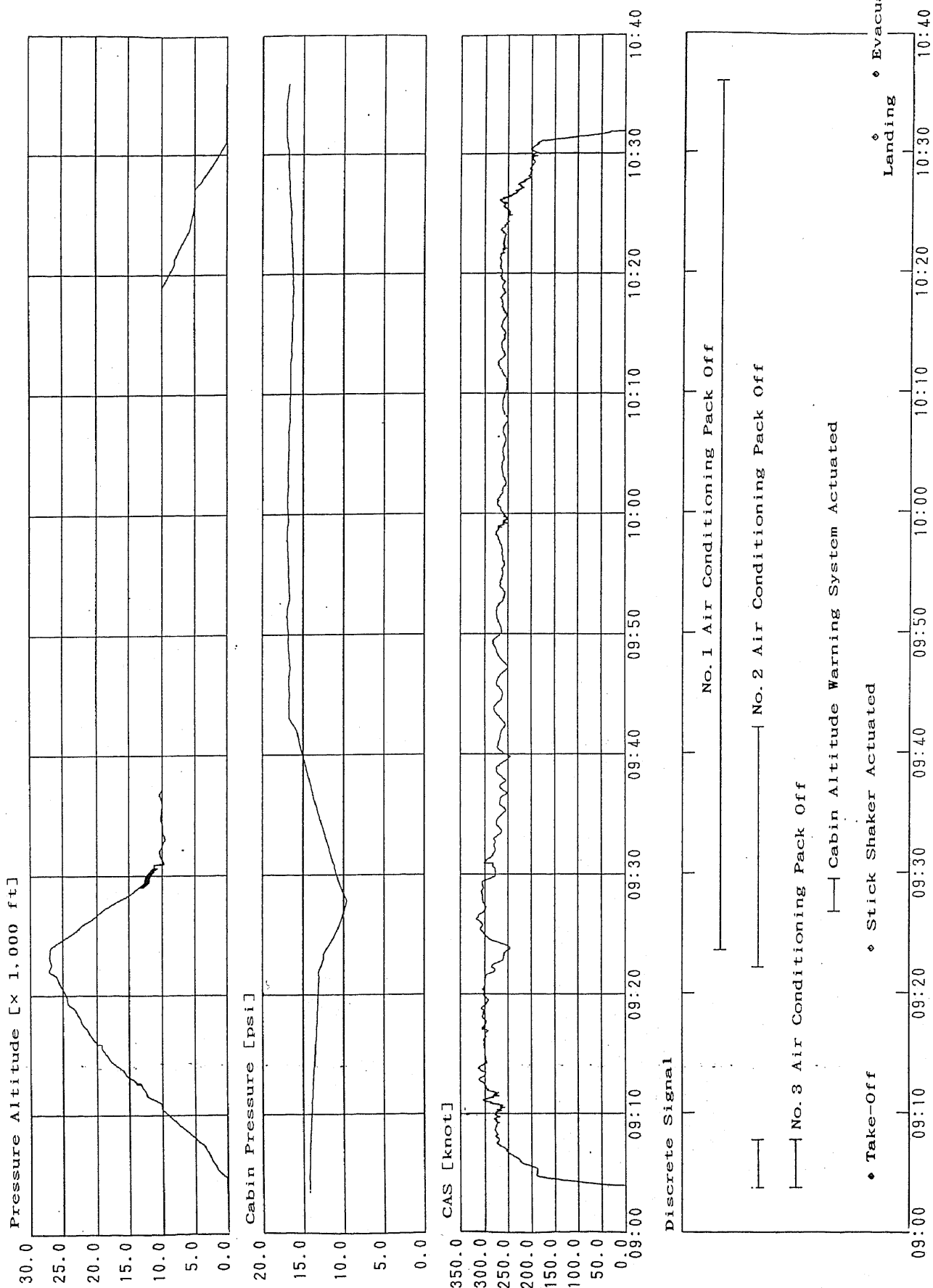
unit: mm

Attached Fig. 7 No. 2 Engine Fuel Feed Pipe Clamp

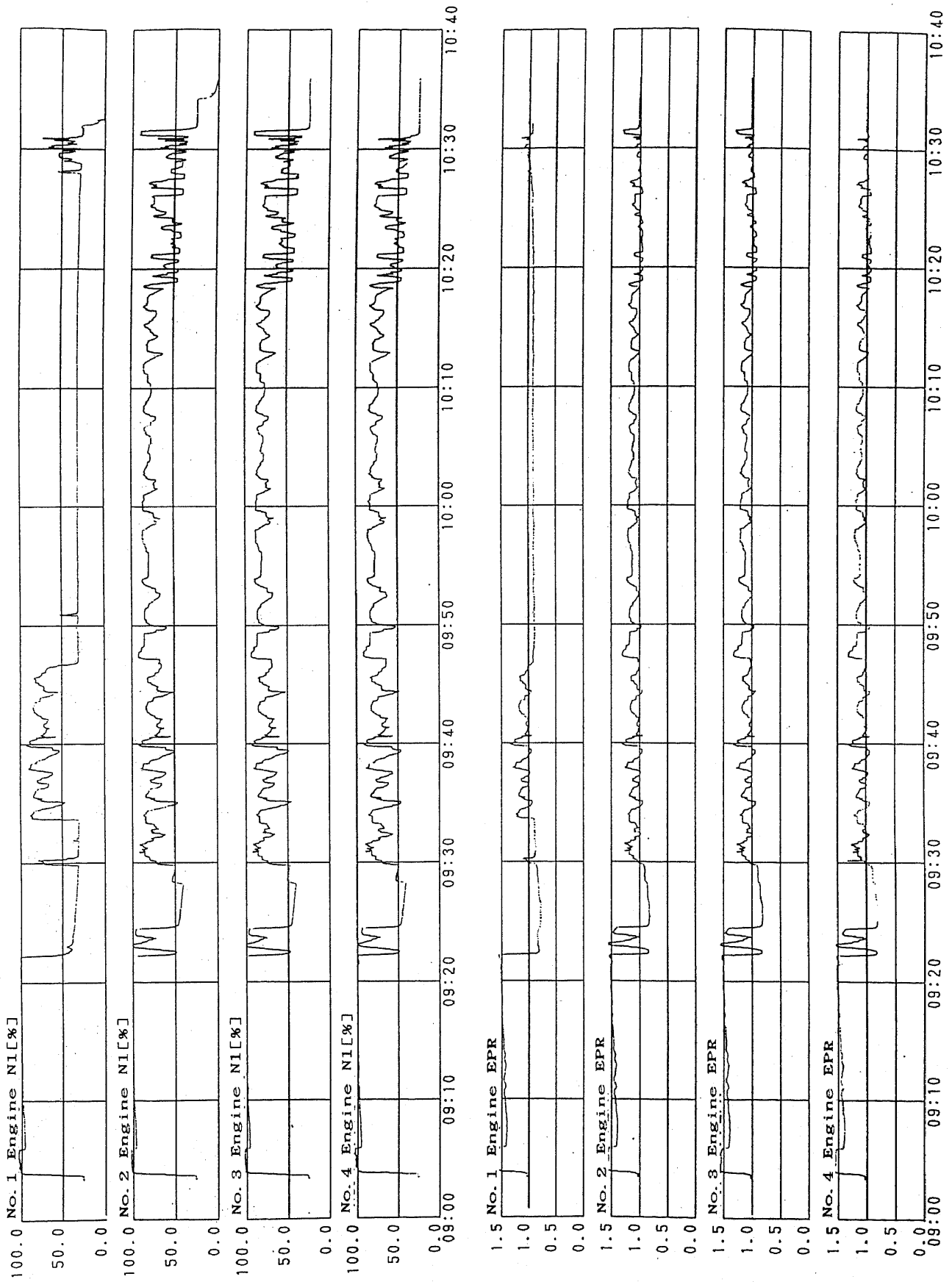


⑧ No. 2 Engine Fuel Feed Pipe Clamp

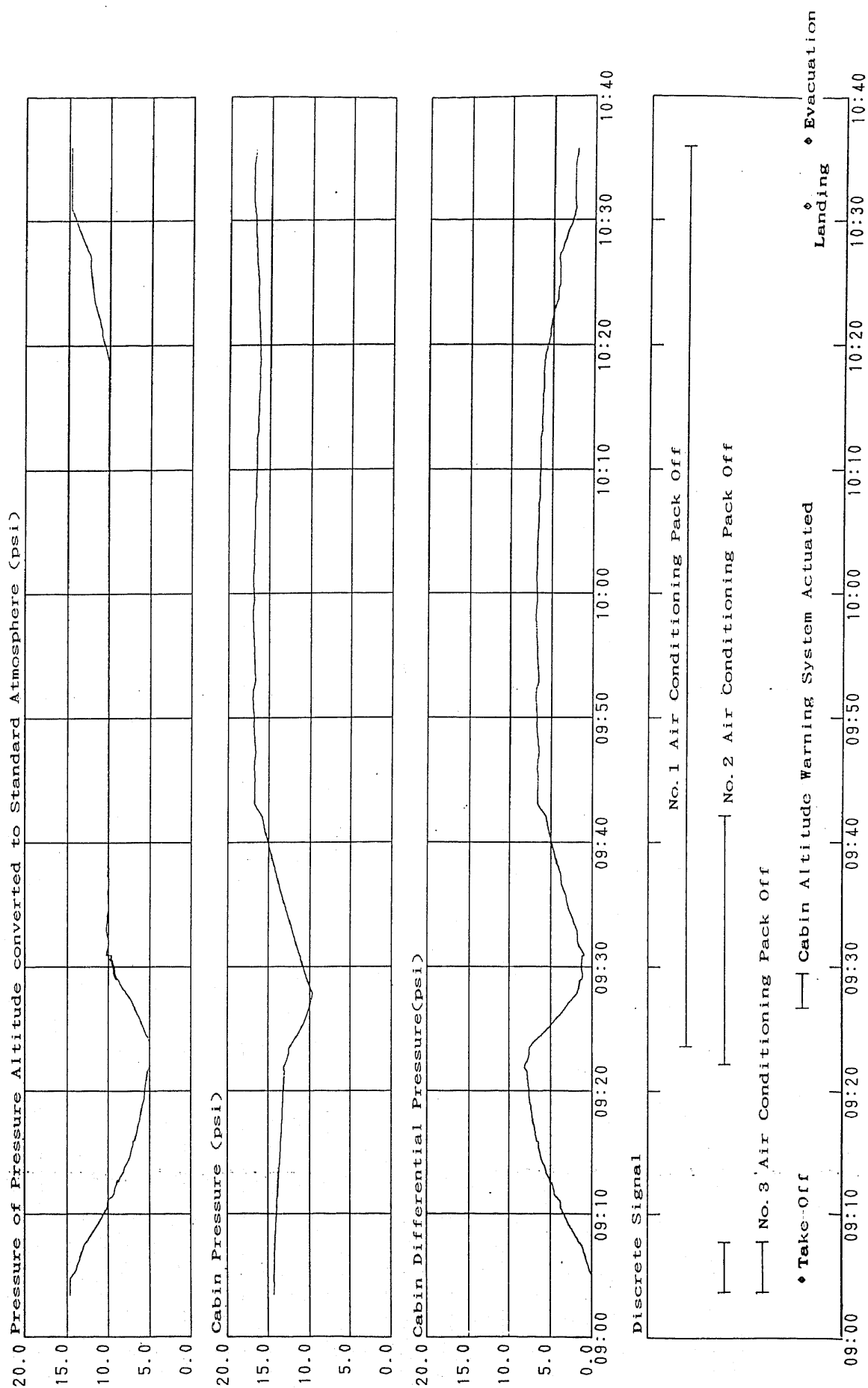
Attached Fig. 8 DFDR Records



Attached Fig. 8 DFDR Records (continued)



Attached Fig.9 Status of Cabin Pressurization





Attached Fig.10 Modification by Boeing SB of installation of  
No.1 Generator Feeder Cable Support Brackets

( BOEING SERVICE BULLETIN 747-24A2168 )

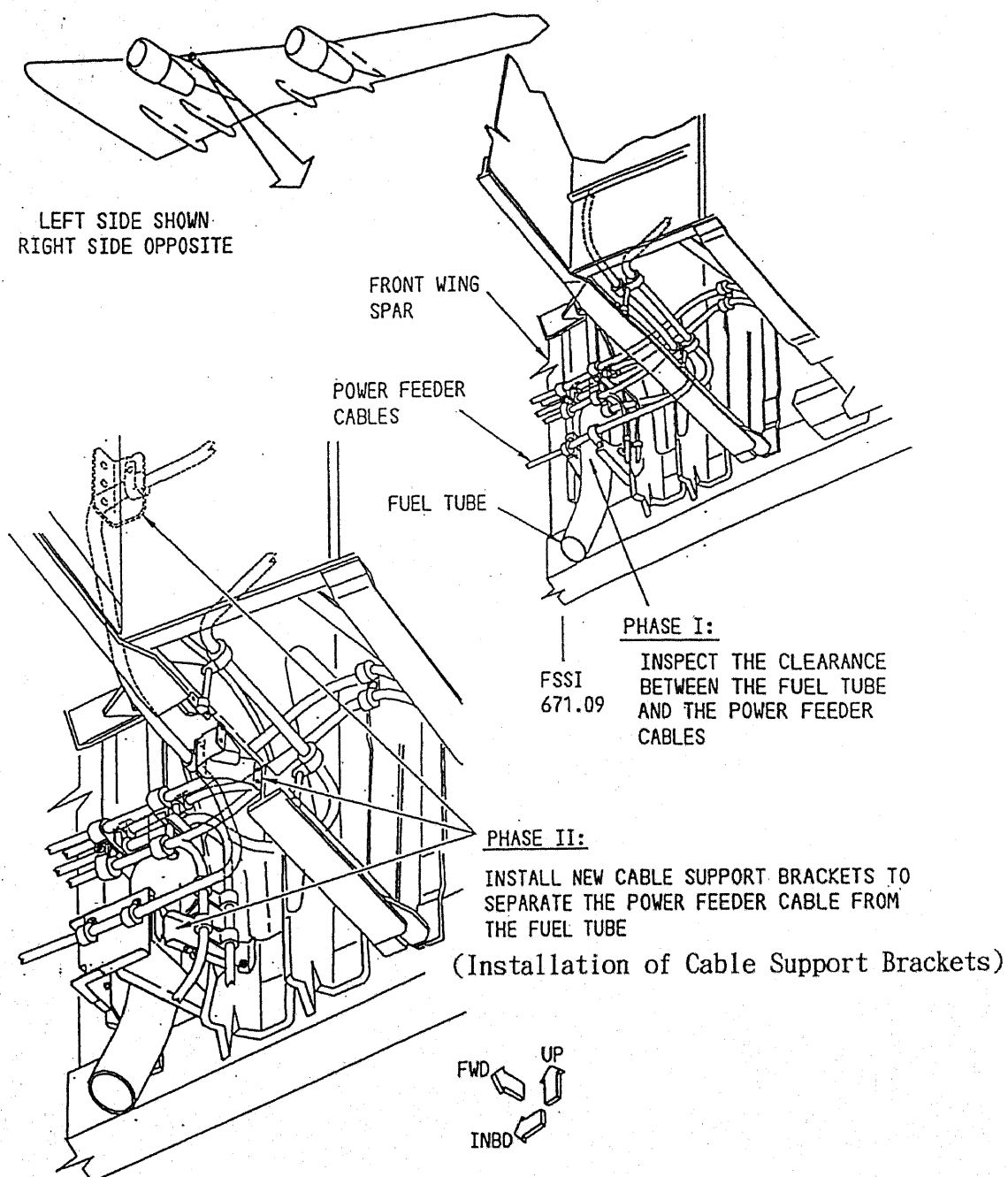


Photo. 1 Location of Left Wing where fire occurred

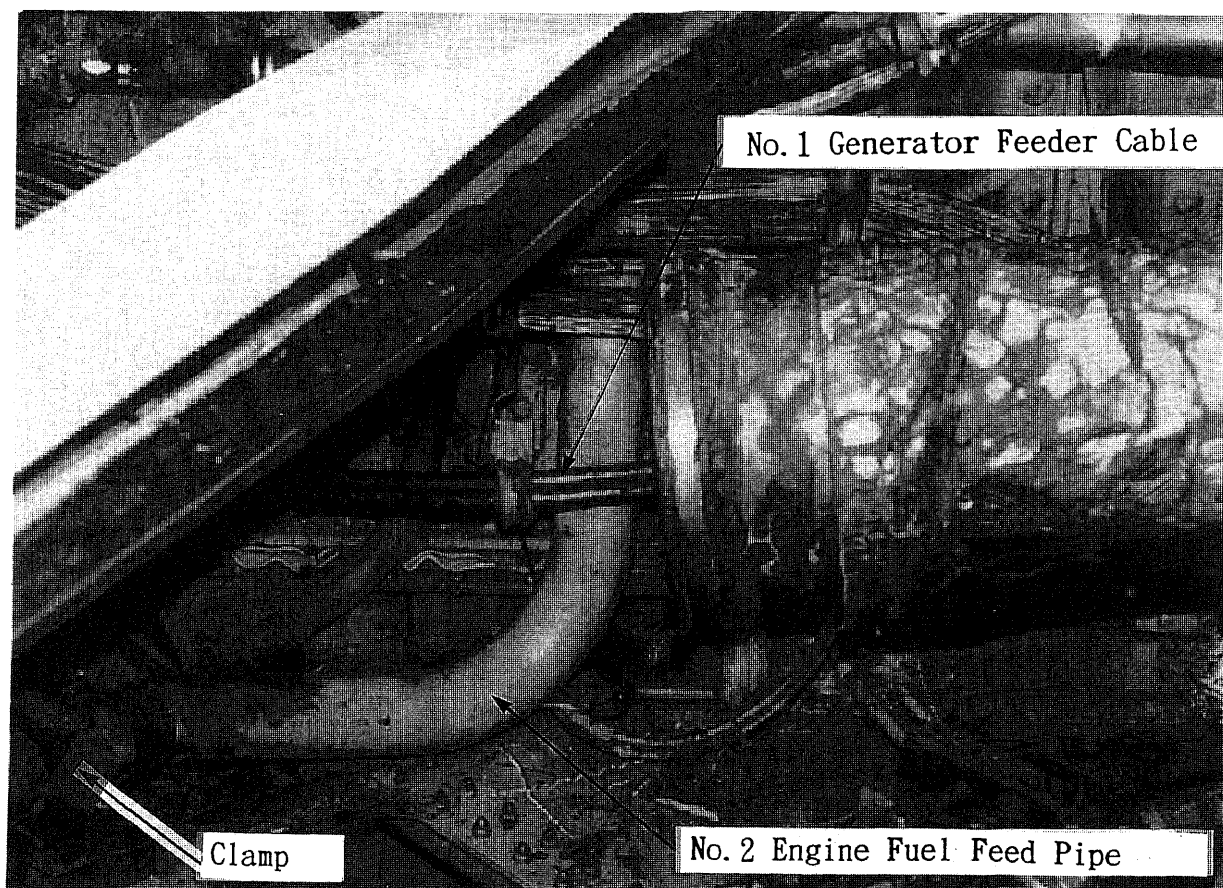
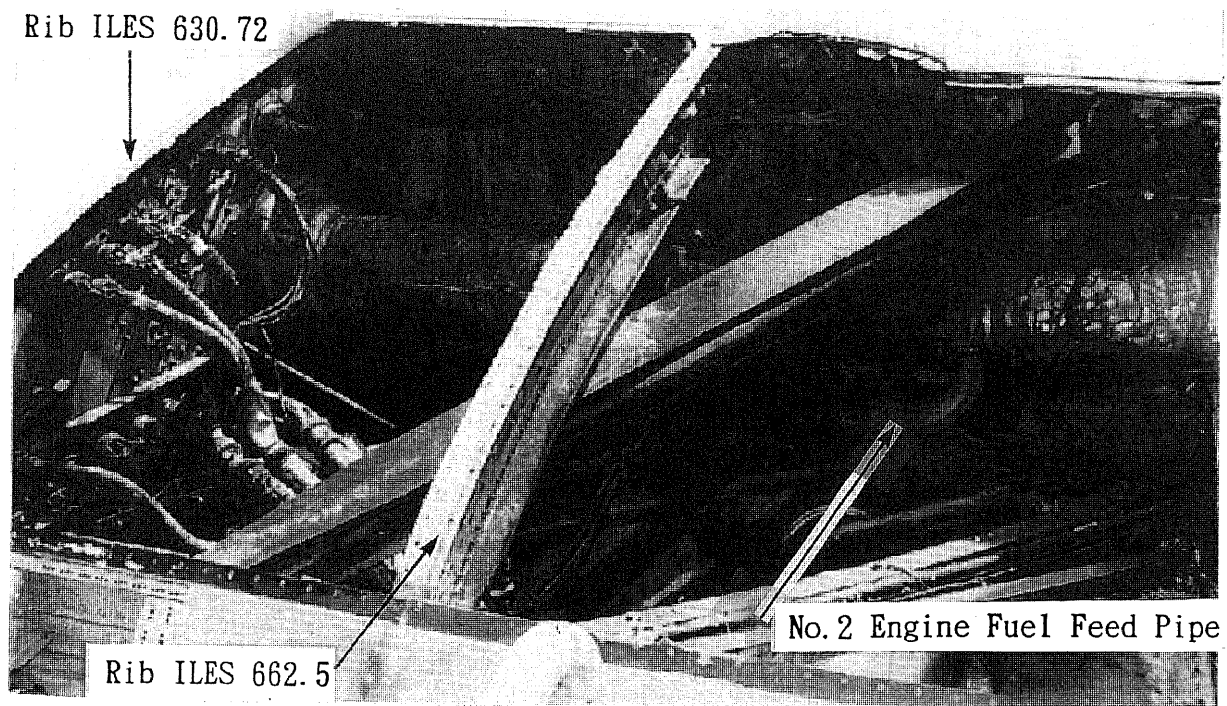


Photo. 2 Wire Bundles and Extinguisher Pipes  
burned within Left Wing Leading Edge

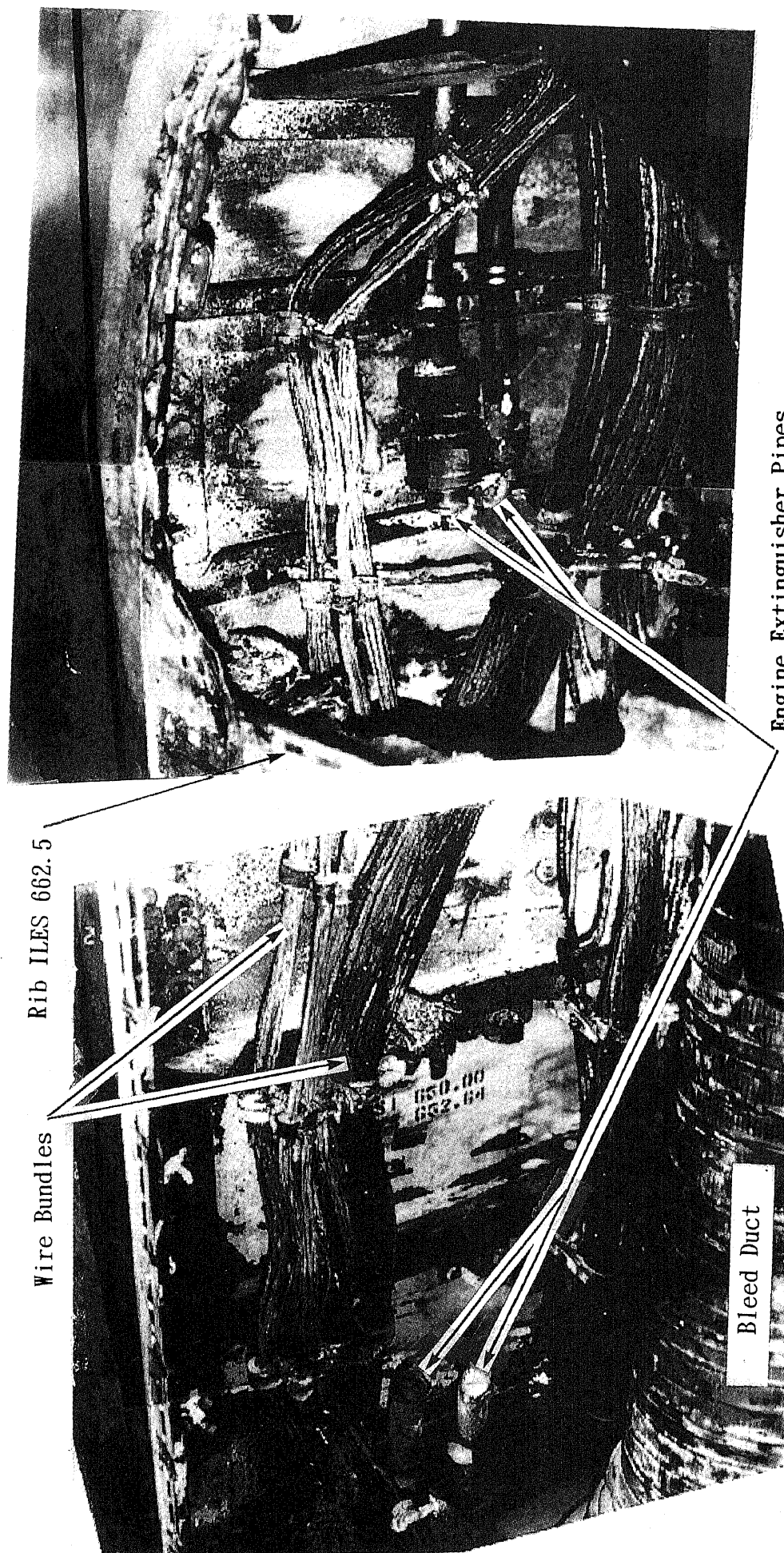
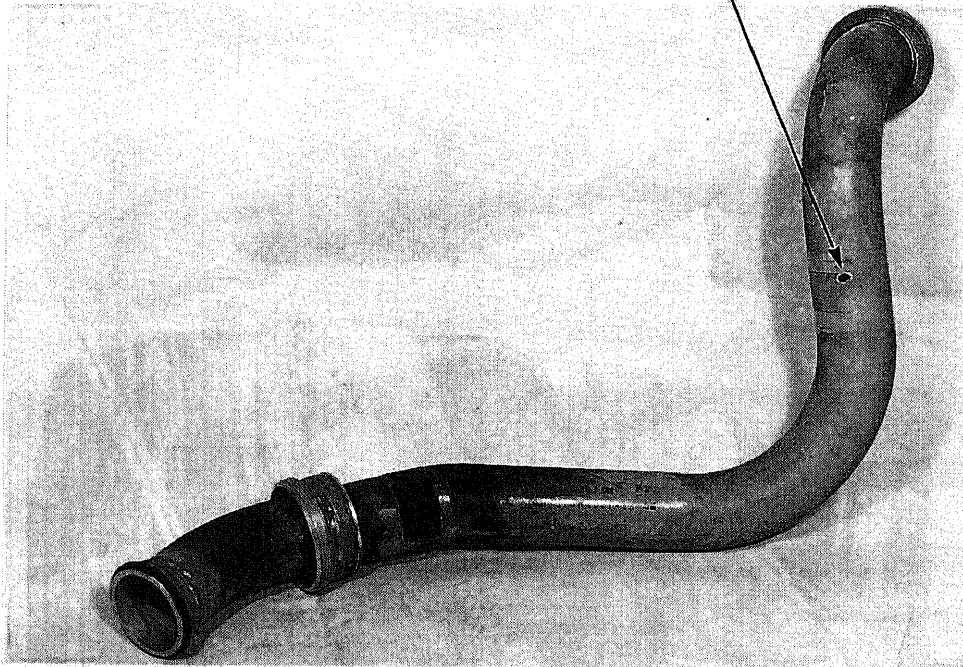


Photo. 3 No. 2 Engine Fuel Feed Pipe

Damaged Portion of No. 2 Engine Fuel Feed Pipe (Hole)



Phote. 4      Damaged Portion of No.2 Engine Fuel Feed Pipe (EXPANDED)

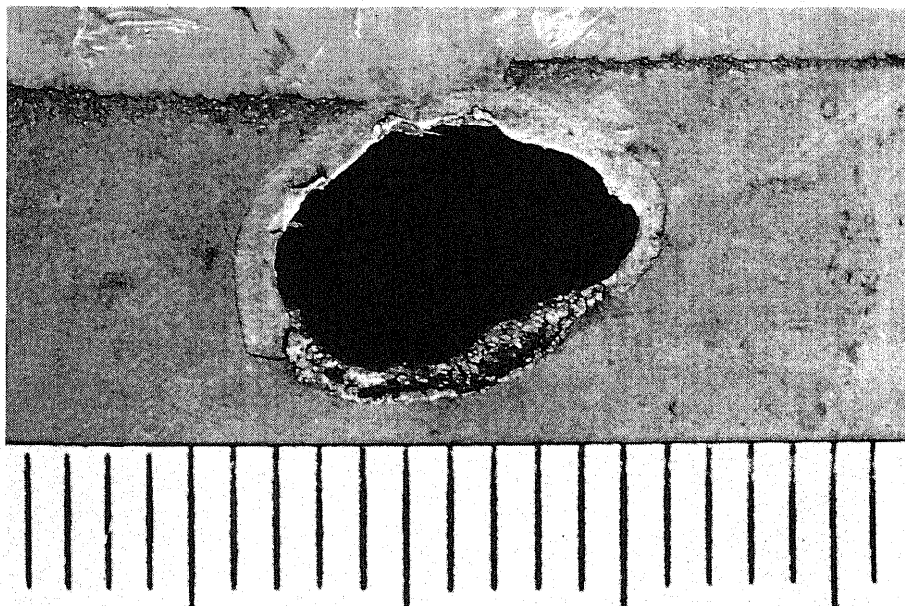
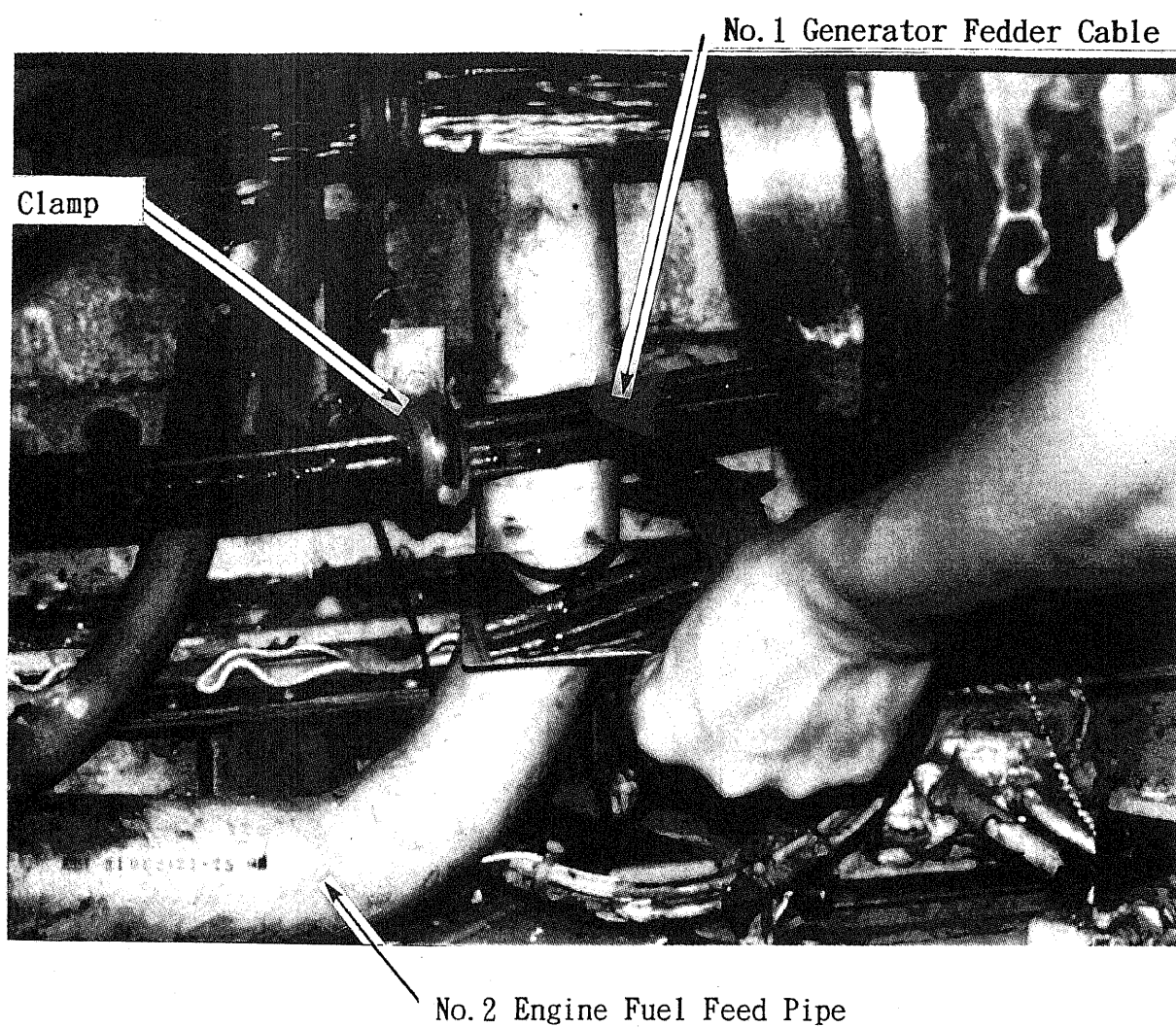
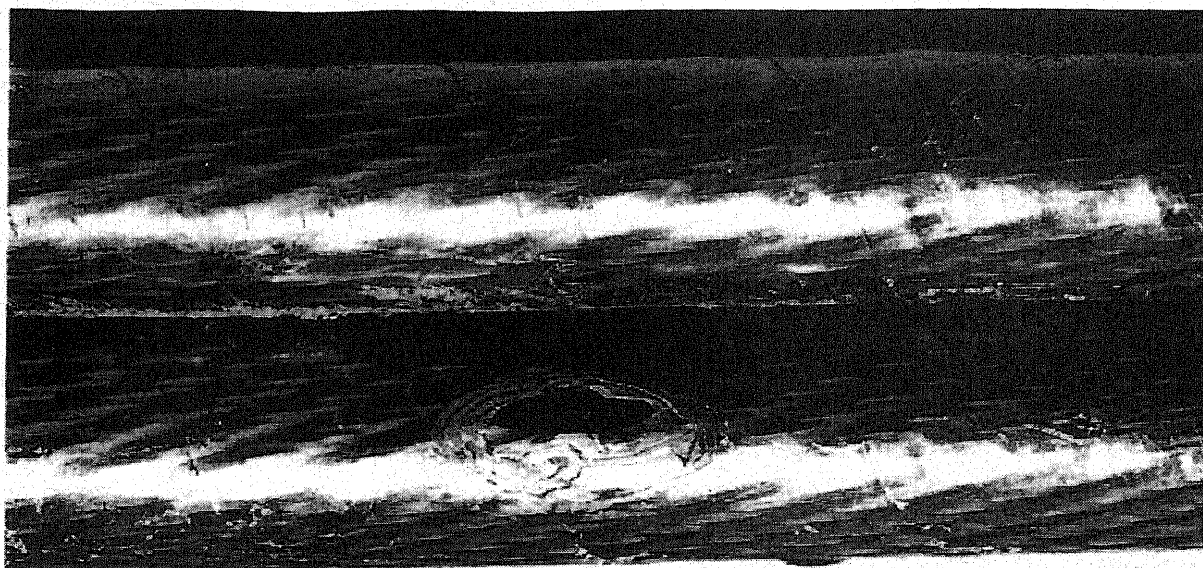




Photo. 5 No.1 Generator Feeder Cable



Phote. 6      Damaged Portion of No.1 Generator Feeder Cable (Cavity)



(EXPANDED)

