

なお、DFDR、ADASの記録等から、対地速度と真対気速度（計算値）の差を求め、機体の姿勢変化の影響を補正して、同経路付近で同機が受けた風速の変化を計算すると別添3のとおりとなり、同機は、1.7～2.8kt/sに達する風速の時間的变化を受けたものと推定される。（別添3参照）

3.2 事故発生までの同機の飛行状況

DFDR及びADASの記録によれば、同機が離陸してから事故発生直後までの飛行状況は、以下のとおりであったものと推定される。

3.2.1 離陸から降下途中にCASが350ktを超過するまで

同機は、離陸後、特段の問題なく巡航（FL370）を続け、19時34分ごろ、FL370から降下を開始したものと推定される。

自動操縦装置はAP2がエンゲージされており、FL290まで降下した同機は、いったん水平飛行した後、19時44分59秒、FMAの表示が変わり、自動操縦装置のV/SモードによりFL290から降下を開始したものと推定される。この時のCASは、262ktであった。

同45分09秒から同10秒にかけて、FMAの表示が変わり、このころ自動操縦装置はフライト・レベル・チェンジ・モードに変更され、同機は降下を継続したものと推定される。同09秒、自動操縦装置にはレベル・オフ高度として9,000ftが設定されていた。

なお、降下のためにフライト・レベル・チェンジ・モードを選択すると、オート・スロットルがアイドル・クランプにセットされ、自動操縦装置が、機体のピッチ角を変化させることによって、対気速度を設定した値に制御しながら機体を設定高度まで降下させる。

同45分58秒、FMAの表示から、同機は、フライト・レベル・チェンジ・モードにより、降下を継続していたものと推定される。この時、自動操縦装置には、レベル・オフ高度9,000ft及び対気速度350ktが設定されていた。

同46分35秒から同36秒にかけてFMAの表示が変わり、このころ自動操縦装置はV/Sモードに変更されたものと推定される。同35秒、同機は、高度が23,700ft、CASが311ktであった。

同46分44秒、降下率が約-5,000ft/minとなっていたが、これは、自動操縦装置の降下率が-5,000ft/minに設定されていたことによるものと考えられる。

同47分08秒、高度21,300ft付近でオート・スロットルがディスコネクトされた。この時以降、同48分40秒までオート・スロットルはディスコネクト

された状態であった。なお、エンジン推力について、スロットル・レゾルバー角 (TRA) でみると、オート・スロットルがディスコネクトされた時、TRAは3本とも38度 (アイドル・ストップ位置) であり、同48分26秒まで、TRAはほとんど変化していなかった。

同47分16秒、CASが339ktまで増加した。この時の降下率は約-4,000ft/minとなっていたが、これは、自動操縦装置の降下率が-4,000ft/minに設定されていたことによるものと考えられる。

同47分27秒から同28秒にかけてFMAの表示が変わり、このころ高度20,000ft付近で自動操縦装置のモードがV/Sモードからフライト・レベル・チェンジ・モードに変更され、降下が継続されたものと推定される。

同47分45秒~同58秒、CASは350kt付近で安定していた。この時の降下率は、約-3,000~-3,100ft/minであった。

CASは、同48分06秒から同07秒にかけて約344ktまで低下したが、その後増加し始めた。また、降下率は、次第に増加の傾向となり、同48分12秒には約-4,200ft/minとなった。この時、CASは346ktであった。

同48分15秒、高度17,300ft付近でCASが351ktとなり、自動操縦装置の設定速度 (350kt) を超過した。

同14秒に-4.6°であったピッチ角は、その後、徐々に機首上げ方向に変化し始めた。

このころ同機は、フライト・レベル・チェンジ・モードにより降下を続けていたが、別添3-1に詳述した風の変化を既に受け始めていたものと推定される。

3.2.2 CASが350ktを超過したところから事故発生直後まで

同48分15秒から同16秒にかけて、機長側のコントロール・コラム・フォース (CWS-PITCH) が機首上げ側へ顕著に増加し始めた。また、このころから操縦桿の角度 (CCP) も機首上げ側へ顕著に増加し始めた。これらは、速度の増加を抑えるために機首を上げようとして、機長が操縦桿を引いたことによるものと推定される。結果的に、自動操縦装置がオーバーライドされることとなったものと推定される。なお、別添1のグラフにおいてコントロール・コラム・フォースは、操縦桿の角度よりも約1秒遅れているが、これは、ADASデータをグラフにプロットする際、1秒未満の位置については、パラメーターごとに決められている記録順位に従った位置に記入したため、見かけ上生じた遅れである。その詳細は、別添14に記載したとおりであり、実際には、CCPに対する約1秒の遅れはなかったものと推定される。

同48分16秒、CASは353ktとなった。このころ降下率は、約-3,80

0ft/minであった。

CASは、その後も増加を続け、同48分20秒には高度17,000ftで360ktとなった。このころ、降下率は約-3,000ft/minであった。

同21秒、スピード・ブレーキが展開を開始し、同23秒から25秒にかけて展開角度が急増した。この間、ピッチ角は増加しているが、垂直加速度が減少したのは、自動操縦装置の対気速度制御、前記のオーバーライド操作及びスピード・ブレーキの展開が重なったためと推定される。

CASは、更に増加を続け、同24秒、最大運用限界速度 V_{MO} (365kt)を超過して366ktとなった。この時、降下率は約-2,700ft/minとなっていた。

同25秒、スピード・ブレーキの展開角度は約27°となった。

同25秒から26秒にかけて、機長側のコントロール・コラム・フォースは、25lbとなっているが、これはADASの記録上の飽和点であり、実際の操縦桿には25lb以上の機首上げ側の力が加えられていたものと推定される。また、操縦桿の角度は、同25秒、機首上げ側に約4°に増加した。

同26秒、DFDRに自動操縦装置OFFが記録されていた。なお、製造者によれば、自動操縦装置のON及びOFFのデータがサンプリングされてからDFDRに記録されるまでの間に、データ・バス上で最大1秒間の時間遅れがある。したがって、自動操縦装置(AP2)がOFFとなった実時刻は、同26秒よりも早かった可能性がある。

同26秒、機体は急激に大きなピッチ・アップとなり、垂直加速度の値が+2.8G、ピッチ角が+7.4°に達した。その後、同28秒には垂直加速度が-0.5G、ピッチ角が0°となった。

なお、CASは、同25秒に368ktまで増加したが、その後減少し始めた。

同26秒から同41秒までの15秒間に、機体は5回のピッチ変動を繰り返しており、この間、垂直加速度は+2.8~-0.5G、ピッチ角は0°~+9.1°の範囲で変化した。この間の機長側のコントロール・コラム・フォース及び操縦桿の角度から、機長側の操縦桿には、機首上げ及び機首下げ方向の力が繰り返し加えられていたものと推定される。

同48分38秒から39秒にかけて、スピード・ブレーキは、閉位置となった。

同48分41秒、DFDRには自動操縦装置(AP1)及びオート・スロットルがエンゲージされたことが記録されていた。このころ、機体のピッチ変動は、収束し始めた。

なお、同48分27秒、TRAが増加し、同48分43秒に3本ともアイドル・ストップ位置に再び揃うまで、TRAは54度前後(No.1エンジンのTRAは、最大57度)まで前進していた。自動操縦装置2がディスコネクトした後、スロッ

トルは32度/sの速さで操作されたものと推定される。マクドネル・ダグラス社によれば、オート・スロットルがスロットルを動かす能力は、最大で8度/sということである。したがって、スロットルがアイドル位置から前進したのは、オート・スロットル・システムとは関係しない動きであったものと推定される。

また、自動操縦装置OFFが記録されている同26秒から同装置ONが記録されている同41秒までの間、水平安定板の舵角が機首下げ側にわずかに変位した。この水平安定板の動きについては、次のことが推定される。

- ・ 自動操縦装置はOFFであるので、自動操縦装置によるものではない。
- ・ 操縦桿に2lbを超える力が繰り返し加えられていたことから、LSASのピッチ姿勢保持機能によるものでもない。
- ・ 機首下げ方向への変位であるので、LSASのスピード・プロテクション機能によるものでもない。

なお、この間の水平安定板の舵角変化速度は、マニュアル・トリム速度に対応した部分がある。

3.3 急激なピッチ・アップとその後のピッチ変動の解析

機体の急激なピッチ・アップとその後のピッチ変動が発生したのは、以下の過程によるものと推定される。

- (1) 高速降下中における対気速度の急激な増加
- (2) 自動操縦装置のオーバーライドとディスコネクト
- (3) 自動操縦装置のディスコネクトに伴う急激なピッチ・アップ
- (4) 操縦桿に力が加えられていたことと機体の縦安定特性とによる、ピッチ変動の持続

3.3.1 高速降下中における対気速度の急激な増加

(1) 機体に影響した風の変化

同機がCAS350kt付近で降下中、CASは、19時48分06秒から同07秒にかけていったん約344ktまで低下し、その後急増して、運用限界であり、操縦士が「故意に超えてはならない速度」である V_{MO} を超過した。

以下、対気速度の急増に関する解析を行う。

別添3-1によると、CASが急増した際、機体に影響した風は、追い風がいったん増加した後に急激に減少しており、強い風速の変化のあったことが推定される。いったん増加した追い風が急減する際、機体にとっては向かい風が急激に吹いてきたのと同じ効果がもたらされる。その変化の割合は1.7~2.8kt/sに達していたと推定される。この強い風速の変化のため、対

気速度が急激に増加したものと推定される。

上下方向の風については、迎角の信頼できる値が得られなかったため、値を推定することができなかったが、別添2に示すピッチ変動の解析の結果から、上下風の影響はほとんど無視できるものと推定される。

(2) 自動操縦装置の速度維持機能

同機の自動操縦装置の速度維持機能は、Gコントロールと呼ばれる荷重倍数制限を受けている。これは、FCCにより、飛行中の荷重倍数の変化を制限値以内に抑えるG制限の機能である。

フライト・レベル・チェンジ・モードでは、G制限は0.07Gであり、FCC内でフィルター処理された対気速度が $V_{Mo}-3kt$ に達すると、G制限は0.2Gに増加する。

19時48分15秒から同16秒にかけて、機長側の操縦桿に機首上げ側の力が加わり始めたが、自動操縦装置(AP2)で制御される右内側エレベーターは、機首上げ側の動きが止まり、逆に機首下げ側に動き始めた。

これは、自動操縦装置が、G制限の範囲内で対気速度を制御しようとしてピッチ角の増加を抑えようとしていたためと推定される。

その結果、同機の垂直加速度は、同24秒台の途中までは、高々1.1G付近の値以内に押さえ込まれていた。

同24秒台の途中から垂直加速度が増加し始めた主な要因としては、操縦桿が大きな力で引かれたことによるピッチ角増加の影響が現れ始めたものと推定され、結果としては、0.2GへのG制限の増加は行われなかったものと推定される。

G制限の増加が行われなかったことについて説明すると次のとおりである。2.11.1(2)①で述べたとおり、自動操縦装置が使用する対気速度は、FCC内のフィルターで処理されているため、指示対気速度より時間的な遅れがある。この時間的な遅れは、風速の変化が1.1kt/sを超えると、対気速度フィルターの収束特性に影響を与え始める。このことから、自動操縦装置作動中にG制限を増加する $V_{Mo}-3kt$ には達しなかったものと推定される。

今回のような1.7~2.8kt/sという風速の大きな変化に遭遇した場合には、このフィルターによる時間遅れが、自動操縦装置の対気速度の制御にクリティカルな影響を与えたことが推定される。

以上の関係を概略図で示すと、別添3-2のとおりである。

(3) 操縦士の減速操作の効果

既に述べたとおり、19時48分15秒から同16秒にかけて、機長側の操縦桿に機首上げ側の力が加わり始めたのは、対気速度の増加を抑えようと

して、機長が操縦桿を引いたことによるものと推定される。また、48分21秒からスピード・ブレーキが展開し始め、25秒ごろには全開となった。しかし、CASは、同24秒に V_{MO} を超え、同25秒には368ktまで増加した。これについて説明すると、次のとおりである。

機長が操縦桿を引き始めた時、自動操縦装置は、エンゲージされていた。

自動操縦装置をエンゲージしたまま、操縦桿に機首上げ側の力を加え、機首を上げようとしても、上記(2)で述べたとおり、自動操縦装置は、G制限(0.07G)を守ろうとして機首下げ方向の操舵をするので、結果的に十分な減速につながらなかったものと推定される。

次に、スピード・ブレーキの効果について触れると、スピード・ブレーキの使用により減速につながる効果としては、機首上げ方向のピッチング・モーメントが発生して機首を上げること、及び抵抗を増加させることが挙げられる。

自動操縦装置をフライト・レベル・チェンジ・モードにした状態でスピード・ブレーキを使用した場合の機体の応答は、次のように考えられる。

自動操縦装置をエンゲージしている時にフライト・レベル・チェンジ・モードにすると、対気速度は、機体のピッチ角を変化させることによって制御される。この速度制御は、「スピード・オン・ピッチ」とも呼ばれる。

今回の場合、スピード・ブレーキが展開された際、背風の減少によって結果的に実際の対気速度が急増するような条件下では、FCC内のフィルター処理された対気速度は、実際の対気速度に対して乖離を生じていたものと推定される。(別添3-2参照) このような条件下においてフライト・レベル・チェンジ・モードでスピード・ブレーキを使用しても、機体の速度は低下せず、むしろ、自動操縦装置は、目標対気速度を維持しようとして、降下率を増加させようとすると考えられる。つまり、フライト・レベル・チェンジ・モードでスピード・ブレーキを展開させても、自動操縦装置は、速度を維持しようとしてエレベーターを機首下げとする命令を出すであろうと推定される。

スピード・ブレーキ展開時、エレベーターの角度が機首下げに命令されていたことについて、自動操縦装置の仕組みから、次の二つのことが考えられる。

まず、自動操縦装置のインナー・ループは、主翼における空力上の変化及び尾翼への吹きおろしの変化による機首上げモーメントを打ち消そうとすることが考えられる。次に、自動操縦装置の OUTER・ループは、対気速度を維持しようとして、エレベーターを機首下げ側にする命令を出すことが考え

られる。

さらに、今回の場合には、上記（２）で述べたとおり、自動操縦装置作動中のG制限が0.07Gのままであったものと推定されることもあり、スピード・ブレーキの展開に伴う機首上げ方向のピッチング・モーメントの効果は、一時的なものに止まり、また、抵抗が増加することによる減速効果も、直ぐに効くものではないことから、いずれも自動操縦装置の機能によって抑制されたものと推定される。

以上のことから、 V_{Mo} を超える直前でスピード・ブレーキを展開しても、減速にはつながらなかったものと推定される。

また、機長は、その口述によれば、減速のために自動操縦装置の降下率の設定を変更した可能性がある。この操作が適切に行われたとすれば、同機の自動操縦装置は、フライト・レベル・チェンジ・モードからV/Sモードへ切り換わらなければならなかった。しかしながら、DFDR記録によれば、そのようなモードの切り換えがなされたという形跡は認められなかった。この現象に対応する自動操縦装置の不具合は、事故後の調査では発見されていない。

対気速度の急増を抑える別な方法として、自動操縦装置をディスコネクトしてマニュアル操縦に切り換え、スピード・ブレーキ操作とコントロール・コラムによる機首上げ操作とにより、所望の減速効果が得られたことも考えられる。

3.3.2 自動操縦装置のオーバーライドとディスコネクト

ピッチ変化をもたらす方向に操縦桿に力が加えられて自動操縦装置のオーバーライドが続けられていると、自動操縦装置が制御するエレベーター以外の3枚のエレベーターは、機械的リンクージュによって自動操縦装置に制御されているエレベーターと連結して追従はしているものの、リンクージュには遊び等があるため、ある程度操縦桿の動きに対応した舵角変化を生じる。一方、自動操縦装置によって制御されているエレベーターは、自動操縦装置に直接つながっているため、操縦桿の動きに対応した舵角変化を生じにくい。19時48分16秒を過ぎたころから、AP2で制御されるエレベーター（RIB）と他の3枚のエレベーターとの間の舵角の差が顕著となり始めた。これは、自動操縦装置がオーバーライドされたため、上記の状況が発生したことによるものと推定される。

しかし、自動操縦装置によって制御されているエレベーターの舵角も、操縦桿に大きな力が加えられると、自動操縦装置が命令している舵角からのずれが大きくなり、そのずれが限度を超えるとECRM機能が作動して、自動操縦装置がディスコ

ネクトする。

3.2.2 に述べたとおり、急激な機首上げが発生する直前、右内側エレベーターには機首下げを行おうとする自動操縦装置からの信号入力とともに、減速のための機首上げを行おうとするオーバーライド入力がかえられていたものと推定される。このオーバーライド操作が継続された結果、上記による ECRM 機能が作動して自動操縦装置がディスコネクトしたものと推定される。

自動操縦装置のディスコネクトについての補足説明を、別添 15 に記述した。

3.3.3 自動操縦装置のディスコネクトに伴う急激なピッチ・アップ

自動操縦装置をオーバーライドして操縦桿を動かすと、自動操縦装置が抵抗するため、かなりの力が必要となる。

自動操縦装置がディスコネクトした際に操縦桿に大きな力がかかっていると、自動操縦装置が制御していたエレベーターの舵面も急激に他の 3 枚と同一方向に動き、また、操縦桿にかえられていた力によって舵面が更に変位し、突然の大きな G を伴うピッチ変化が発生する。

事故当時、自動操縦装置のディスコネクトが操縦桿の引き起こし時に起きており、ディスコネクト時に、エレベーターが 4 枚とも機首上げ側に動いたこと及びそれまで自動操縦装置のエレベーター操舵で打ち消されていたスピード・ブレーキによる機首上げモーメントが重なったことにより、急激なピッチ・アップが発生したものと推定される。

3.3.4 操縦桿に力がかえられていたことと機体の縦安定特性とによる、ピッチ変動の持続

19 時 48 分 26 秒から 41 秒までの 15 秒間に、5 回の大きなピッチ変動が繰り返された。

別添 2 で説明したとおり、ピッチ変動の繰り返し（ピッチ振動）は、MD-11 型機の縦安定特性並びに操縦士の機首上げ及び機首下げ方向の操縦操作が、相互に影響し合って発生したものと推定される。

また、別添 2 のグラフから、ピッチ変動が繰り返された後、コントロール・コラムの角度の変動が減少したのに合わせて、ピッチ変動が収束する傾向を示していることが理解される。

ピッチ変動が繰り返されたことについては、ひとつには、いわゆる P I O (Pilot Induced Oscillation) に陥ったことが関与した可能性が考えられる。

P I O とは、操縦士が航空機を安定させようと操縦する結果発生する操縦士の意図に反した機体の振動現象と理解されている。

P I Oが発生した場合、機体固有の安定性が損なわれていないことを前提として、操縦士が、自らの操縦入力とその事象の一部として関わっていることに気がつき、操縦桿を操作することを中止すれば、通常P I Oは終息すると理解されている。

今回の事故と類似の事故において、ピッチ変動の繰り返しを、「PILOT INDUCED OSCILLATION」あるいは「OVERCONTROL-RELATED PIOs」という表現で説明している航空事故調査報告書の事例もある。

しかし、航空機設計者には、P I Oは、航空機の開発段階で解決されるべきものとする考え方があり、類似の現象を説明するのにA P C (AIRCRAFT-PILOT COUPLING) という用語が用いられるようになってきている。A P Cは、機体の振動運動以外の現象も含む、より広い意味を有している。

いずれの用語を使用するにしても、自動操縦装置がディスコネクトした後、操縦士によるコントロール・コラムへの機首上げ・機首下げ方向の操縦入力と同機の縦安定特性の相互関係が、ピッチ変動を持続させる状態で継続したことにより、事故当時、ピッチ変動が繰り返されたものと推定される。

なお、MD-11型機の場合、L S A Sを含めた形態でマニュアル操縦時の固有の安定性が補強されているので、事故当時のようなピッチ変動が発生した際にそれから逃れる方法は、現在、操縦士が操縦桿の手を緩めるか、必要な場合には手を放すことが有効であるとされている。

ピッチ変動の繰り返しについて、更に詳しく説明すると次のとおりである。

事故当時のように、急激なピッチ・アップが発生した場合、操縦士が修正操作（初めは機首下げ操作）をとるまでに、通常約0.2秒の時間遅れがあるといわれている。

また、操縦士が機首下げ操作を開始してから昇降舵の舵角が減少し始めるまでの時間遅れは、製造者によれば、約0.2秒である。

さらに、昇降舵角の減少開始からピッチ角の減少開始までに約1.5秒の時間遅れがあるものと推定される。

したがって、操縦士が機首下げの必要性を認識してから、機首下げ操作を行い、結果があらわれるまでに約1.9秒を要することとなる。これは、事故当時のピッチ振動の周期（約3秒）の約6割である。

この約0.6周期の間にピッチ振動の位相が進み、当初の機首上げ方向の機体の動きは、機首下げ方向に変化を続けている途中となっている可能性がある。その時、前記の機首下げ方向の操縦操作の結果としての機首下げモーメントが約1.9秒遅れで加わることとなれば、機首下げ側の機体の動きが更に助長されることとなる。

同様に、機首下げ方向の機体の動きを止めようとする機首上げ操作についても、その結果としての機首上げモーメントの発生が約0.6周期遅れとなり、操縦士

の意図とは反対に、既に機首上げ方向に変わっていた機体の動きを更に助長する結果をもたらす可能性がある。

以上のように、操縦士が機体を安定させようとしてコントロール・コラムの操作を繰り返すと、機体はかえって振動運動を繰り返してしまう可能性がある。

これを安定させるため、より素早く適切な操縦操作をしようとしても、人間の反応速度には限界があり、また、適切な操舵量を操縦士が瞬間的に正確に判断することにも限界のあることが考えられる。

したがって、MD-11型機の場合、事故当時のような急激なピッチ変動に陥った際、マニュアル操縦においては、LSASによる固有の安定性によって機体を安定させるよう、操縦桿の手を緩めるか、必要な場合はコントロール・コラムから手を放すという操縦操作をすることが重要な意味を持つものと考えられる。

3.4 操縦操作に関与した要因

事故当時、自動操縦装置がオーバーライドされ、ディスコネクトして急激なピッチ・アップが発生した後、コントロール・コラムにかなりの操舵力が加えられ、ピッチ変動が繰り返された。

このような操縦操作が行われたことについては、MD-11型機の自動操縦装置の特性並びに同型式機の縦安定特性及びピッチ変動が発生した際の回復操作に関し、操縦士が十分に習熟することができなかったことが関与した可能性が考えられ、このことには、以下の要因が関与した可能性が考えられる。

(1) FCOM (AOM) の内容が十分ではなかったこと等

自動操縦装置をオーバーライドしてはならないこと及び急激なピッチ・アップが発生した後は、操舵力を緩め、必要な場合には操縦桿から手を放すことが不可欠であることについて、また、自動操縦装置によって飛行中に V_{MO} を超過しそうになった場合の対処手順について、本事故発生前のマクドネル・ダグラス社のFCOM及びそれに基づいた日本航空(株)のAOMの記述は、以下の点で十分ではなかったものと認められる。

① 自動操縦装置のオーバーライドについて

2.11.1(2)で述べたとおり、マクドネル・ダグラス社は、本事故発生前に実施した運航者に対するセミナーにおいて、同機の自動操縦装置に関し、「Never Override the Auto-pilot」という「Note」を紹介していた。

これは、航空法でいう運用限界に匹敵する表現であるが、事故発生前のFCOMでは、シビア・タービュランス中の飛行に係る項目で、「Do not attempt to overpower the autopilot with control force.」という「CAUTION」を記載するに止まっていた。

これに対応した日本航空（株）のAOMでは、「Control Forceによって Autopilotを Overrideしようとしてはならない。」という表現となっていた。

また、事故発生前のFCOM（AOM）では、自動操縦装置で降下中に機首上げ方向にオーバーライドすると、自動操縦装置がディスコネクトした際に、オーバー・コントロールになることには触れられていたが、急激なピッチ・アップが発生するとの具体的な記述はなかった。

なお、自動操縦装置がオーバーライドされた場合に操縦士に警報を発する装置が付加されていれば効果的であったと考えられるが、特段このような装置が付加されてはいなかった。

② 高空におけるマニュアル操縦特性について

高空におけるMD-11型機のマニュアル操縦特性に関し、事故発生前のFCOM（AOM）では、シビア・タービュランス中の飛行に係る部分において、縦方向（ピッチ）のコントロール・フォースは、低高度と比較して軽くなっていることに触れ、自動操縦装置がオフ、すなわちマニュアル操縦をする場合、機体姿勢を制御するためのインプットを最小とし、可能な限りコントロール・コラムへのインプットを緩め、LSASにより機体姿勢を維持させる等のことを記述していたが、シビア・タービュランス中の飛行に係る部分以外では、このような記述がなされておらず、また、自動操縦装置がディスコネクトした後の回復操作について、必要な場合には、コントロール・コラムから手を離すということには触れられていなかった。

③ 最大運用限界速度（ V_{Mo} ）を超過しそうな場合の対処手順について

本事故発生前、CASが急増し、 V_{Mo} を超過した。

V_{Mo} は、運用限界であり、操縦士が故意に超えてはならない速度である。

本事故によって、自動操縦装置に目標対気速度を設定した場合、風速変化の度合いによっては対気速度の収束が遅れ、設定速度によっては、 V_{Mo} を超過することがあり得ることが判明した。

設計上の立場からは、 V_{Mo} は、一時的に超過しても安全飛行に悪影響を及ぼさないように設定されている。しかしながら、操縦士としては、対気速度が V_{Mo} を超えそうになれば、何らかの対応操作により、対気速度の増加を抑えようとするのが考えられる。その場合、高度にコンピュータ制御された航空機ほど、操縦士がどのような減速操作をするのがよいか、手順が明確になっていることが望ましいと考えられる。

しかし、AOMには、自動操縦装置に対気速度を設定して降下中、対気速度が運用限界である V_{Mo} を超えることがあるとの記述はなく、また、 V_{Mo} を超えそうな場合に操縦士がどのように対処すべきかについての記述は

なかった。

(2) シミュレーターを用いた教育・訓練の不十分

同機の操縦士は、高空における本機の縦安定特性に関し、運航者が作成した「MD-11 PILOT FLIGHT TRAINING GUIDE」の配布を受けていたことから、「激しい Turbulenceに遭遇した時」という項目中ではあったが、自動操縦装置をオーバーライドしてはならない理由、すなわち自動操縦装置がディスコネクトした時に機体に大きなGをかけることになることについて知り得る機会があったものと推定される。

その後、同機の操縦士は、高空特性についてのシミュレーター訓練も受けていた。

しかしながら、事故前は、自動操縦装置が、オーバーライドされてディスコネクトし、その結果機体の動揺がもたらされることについては、禁止事項に係る事柄であるので、基本的にはシミュレーターの訓練項目には含まれないものとされていた。また、ピッチ変動の規則的な繰り返しについてもフライト・シミュレーターで再現することができなかったと推定される。このことから、自動操縦装置で飛行中に操縦士は操縦桿に力を加えてはならないこと、MD-11型機の縦安定特性あるいはピッチ変動からの回復操作に関し、操縦士が訓練の中で十分に習熟する機会がなかった可能性が考えられる。

さらに、調査の結果、事故前は、本事故のような大きな風速の変化を受けて V_{MO} を超過してしまうような対気速度の変化を、フライト・シミュレーターは再現できなかったと推定される。このことから、操縦士は、自動操縦装置で対気速度を選択して飛行中に、 V_{MO} を超えそうになった場合の対処手順について、十分に習熟する機会がなかった可能性が考えられる。

3.5 操縦室及び後部ギャレーにおける加速度

操縦室位置及び重傷者が発生した後部ギャレー位置で発生した垂直方向の加速度がどの程度の値となったかを、DFDRのデータから推定した。

推算の方法及び結果は、別添4のとおりであり、垂直加速度の最大値は、事故当時の最初の大きなピッチ・アップ時に発生しており、操縦室位置で+2.5G、後部ギャレー位置で+3.2Gと推算された。

最初の大きなピッチ・アップ後に繰り返されたピッチ変動の推算結果について、特筆すべき事柄としては、操縦室位置では、+1.6～+1.7Gのピークが3回発生し、マイナスGは発生しなかったが、後部ギャレー位置では、+2.5Gのピークが3回、マイナスGのピークが4回生じたことが挙げられる。マイナスGのピーク値は、約-0.8Gと推算された。

なお、大きな垂直加速度が発生した時間帯における横加速度の変化は、値としては小さく、全振幅で0.08G程度の変動が見られた。

3.6 シート・ベルト着用のサインの点灯時期

CVRに事故当時の音声記録されていなかったため、どの時点でシート・ベルト着用のサインが点灯したかを特定することは困難であるが、機長、客室乗務員及び乗客の口述を総合すると、同機が急激なピッチ・アップを起こす2～3分前に、シート・ベルト着用のサインが点灯していたものと推定される。

3.7 負傷者の発生状況

負傷者の内訳は、重傷者については、主に骨折であり、軽傷者については、主に打撲、挫傷及び捻挫等であった。

負傷の時期については、負傷者の口述によれば、重傷者については、通路を歩行中及びギャレーで立ったままの作業中に機体の激しい上下の揺れが発生した際、肘掛け及び床にたたきつけられたり、天井及び非常口案内灯に当たったりして負傷したものと推定される。

重傷者は、機体後部に集中していたが、これは、機体のピッチ変動の結果、機体後部に大きな垂直加速度が発生したことによるものと推定される。

また、重傷者は、すべてシート・ベルトをしていなかった者であり、シート・ベルトを着用していれば、重傷者の発生は、防ぐことができたものと推定される。

3.8 負傷者がシート・ベルトを着用していなかった理由

シート・ベルトを着用していなかったのは、乗客については、口述を総合すれば、次の(1)～(3)のとおりであったと推定される。

- (1) 化粧室から座席に戻る途中の通路にいた。
- (2) 座席で休んでいた。
- (3) 化粧室の中で身繕い中であった。

また、客室乗務員については、シート・ベルト着用サインが点灯されたので、保安要員として乗客の座席ベルト着用状況を確認後、名古屋空港に到着間近であったことから免税品の書類整理等の後片付けを行っていた等のためと推定される。

3.9 救急活動

同機が名古屋空港へ進入中であったことから、操縦士と客室乗務員の間で的確に情報を伝達し合う時間及び同機と日本航空(株)名古屋空港支店との間で機内の状況について交信する時間に制約があり、不十分な情報の範囲内で機内及び地上の対応が取

られたものと推定される。

また、同機が着陸後、負傷者の搬出を慎重に行う必要があったため、最初の救急車到着から負傷者の搬送開始まで、約40分を要したものと推定される。

なお、飛行中情報伝達が制約される場合に負傷者が発生したときの関係者間の情報伝達、及び名古屋空港での救急活動の具体的細目について、日本航空（株）の社内規程に明確に記述してあれば効果的であったものと考えられるが、2.12.3で述べたとおり、同社の社内規程には、このような記述は無かった。

4 原因

本事故は、同機が着陸のために降下中、シート・ベルト着用のサインが点灯後、機体の急激なピッチ・アップとそれに続くピッチ変動の繰り返しが発生したため、乗客及び客室乗務員が負傷したことによるものと推定される。

負傷者は、軽傷であった1名を除き、シート・ベルトを着用していなかったものと推定され、このことが負傷の発生に関与したものと推定される。

機体の急激なピッチ・アップとそれに続くピッチ変動の繰り返しは、以下の過程により発生したものと推定される。

- (1) 同機は、急激な風速の変化に遭遇したため、対気速度が、いったん減少後、目標対気速度を超えて急速に増加した。

自動操縦装置が使用するフィルター処理された対気速度には、指示対気速度に比べ時間遅れがあり、1.1 kt/sを超える風速の変化を受けて対気速度を目標速度に収束させるための同装置からの指示が遅れるとともに、機長が操縦桿を操作して機首上げを試みる等、対気速度を抑えようとしたものの、その効果が自動操縦装置の働きによって抑制され、その結果、同機の対気速度は、 V_{MO} を超えるに至った。

- (2) 機長が機首上げのため操縦桿を操作し、この結果、自動操縦装置の指示する昇降舵の舵角から、実際の舵角が許容量を超えて変位したため、自動操縦装置がディスコネクトした。
- (3) 自動操縦装置がディスコネクトしたため、機長の機首上げ操作の効果を抑制していた同装置の働きがなくなり、同機の急激なピッチ・アップが発生した。
- (4) その後もコントロール・コラムに加えられた機首上げ及び機首下げ方向の操縦入力と同機の縦安定特性の相互関係が、機体のピッチ変動を持続させる状態で継続したことによりピッチ変動が繰り返された。

急激なピッチ・アップが発生し、その後もピッチ変動が繰り返されたことについて

は、MD-11型機の自動操縦装置の特性並びに同型式機の縦安定特性及びピッチ変動が発生した際の回復操作に関し、操縦士が十分に習熟することができなかったことが関与した可能性が考えられ、このことについては、以下の要因が関与した可能性が考えられる。

- (1) 以下の点に関し、FCOM (AOM) の内容が十分でなかったこと等
 - ① 自動操縦装置のオーバーライドについて
 - ② 高空におけるマニュアル操縦特性について
 - ③ V_{MO} を超過しそうになったときの対処手順について
- (2) シミュレーターを用いた教育・訓練の不十分

5 参考事項

本事故に関連する措置等で、本事故後に関係各機関、運航会社及び製造会社により講じられたものは、次のとおりである。

5.1 航空事故調査委員会

航空事故調査委員会は、本事故後、運輸大臣に対して、別添11-1に掲げる2件の建議を行った。

5.2 運輸省航空局

本事故後、運輸省航空局が講じた主要な措置は、別添11-2のとおりである。

5.3 製造会社及び運航会社

本事故後、マクドネル・ダグラス社（現ボーイング社）及び日本航空（株）が講じた主要な措置等は、別添11-3のとおりである。

5.4 アメリカ合衆国国家運輸安全委員会（NTSB）

NTSBは、本事故及び1996年7月13日に米国内で発生したアメリカン航空107便の事故に関連して、別添11-4のとおり、背景の説明と米国連邦航空局（FAA）に対する安全勧告を行った。

6 安全勧告

航空事故調査委員会は、本事故に鑑み、アメリカ合衆国連邦航空局に対し、ボーイング社が、以下について検討し、所要の処置を講ずるようすることを勧告する。

(1) 自動操縦装置のディスコネクトに関する再検討

本事故において、急激な機首上げが発生したのは、自動操縦装置がオーバーライドされ、操縦桿に力がかかった状態でディスコネクトした結果によるものであったことから、以下について更に検討する必要がある。

① 自動操縦装置の改善

自動操縦装置をオーバーライドした結果ディスコネクトしても、急激な機体の姿勢変化をもたらさないよう、自動操縦装置を設計変更すること。

② FCOM再改定の検討

自動操縦装置がエンゲージされている場合に、操縦士が操縦桿に力を加えてはならないこと、及びこのような操作をした結果自動操縦装置がディスコネクトすると、急激な予期しない機体の応答がもたらされるという趣旨のことが、本事故後、FCOM「Supplemental Procedures」中の「AUTOMATIC FLIGHT SYSTEM(AFS)」の「GENERAL OVERVIEW」において、「WARNING」として記述されている。その内容は、類似事故の再発防止を図るためには不可欠の事柄であると考えられるので、自動操縦装置の設計変更が技術的に困難な場合には、運用限界に関する章に記載すること。

また、機体の動揺からの回復については、マニュアル操縦時は、操縦士が操縦桿の手を緩め、オーバー・コントロールとならないようにすること及び必要な場合には操縦桿から手を放すことが不可欠と考えられるので、この操作に関しては、非常操作に関する章に記載すること。

③ 自動操縦装置がオーバーライドされてしまった場合、そのことを操縦士に警報する装置の検討

自動操縦装置の設計変更が技術的に困難な場合には、自動操縦装置が誤ってオーバーライドされてしまったとき、そのことを操縦士に知らせる警報装置の搭載を検討すること。

(2) 自動操縦装置の目標速度への収束特性等に関する改善の検討

本事故調査の結果、自動操縦装置に目標対気速度を設定した場合、風の変化の度合いによっては対気速度の収束の遅れが大きくなり、設定速度によっては、 V_{MO} を超過することがあり得ることが判明した。

このことから、MD-11型機の自動操縦装置に関し、以下の検討を行うこと。

- ① 自動操縦装置の対気速度制御と対気速度変化に対する操縦士の認識との乖離を少なくするため、自動操縦装置の対気速度制御に用いられる対気速度を、操縦士が計器で認識できる指示対気速度にできるだけ近づけるよう、自動操縦装置のソフトウェアの見直しを行うこと。
 - ② 自動操縦装置の対気速度制御の変更が技術的に困難な場合は、FCOMの記述の見直しを行い、次の2項目について充実を図ること。
 - a 目標対気速度への収束が遅れ、 V_{MO} を超過することがあり得ること。
 - b V_{MO} を超過しそうになった場合の適切な対処手順
- (3) シミュレーター訓練プログラムの見直し
- (1)及び(2)の設計変更がなされない場合には、操縦士がMD-11型機の操縦特性に十分習熟できるようにするために、以下の内容を含むシミュレーター訓練プログラムを設定することについて、検討を行うこと。
- ① 急激な風速の変化によって対気速度が急増し、 V_{MO} を超過しそうになった場合にとるべき適切な対処手順
 - ② 自動操縦装置が、オーバーライド操作の結果ディスコネクトした場合の機体の急激な動揺、並びにその動揺を収束させるためにとるべき適切な操縦操作及び動揺を持続させてしまう操縦操作

7 所 見

7.1 平成11年3月5日、当委員会は、運航中の航空機におけるシート・ベルト常時着用の促進に関する建議を行ったところであるが、本事故では、シート・ベルト着用のサイン点灯後も着席せずに作業を行っていた客室乗務員が負傷したと推定されことから、同サイン点灯時の客室乗務員の対応のあり方も、前記建議に応じた検討を行う際の検討事項に含めることが適当である。

7.2 本事故では、航空会社が救急車の出動を要請した際、負傷者の年齢、性別、負傷の状況が不明であるとして、消防署にこれらの情報が伝えられなかったものと推定される。

このことについては、同機が着陸のための進入中であったため、情報伝達に制約があったとはいえ、こうした状況下で負傷者が生じた場合における機内及び地上関係者間の情報伝達のシステムが十分に定式化されていないことが関与したものと考えられる。したがって、各航空会社は、このような状況下においても必要な情報が関係者間で確実に伝達されるような仕組みを検討する必要がある。

また、各航空会社は、機内で負傷者が発生した場合に着陸後に実施すべき措置について、就航している空港ごとの具体的な事情に応じた所要の手順を設定する必要がある。

7.3 CVRは、事故発生前後における機内の状況を客観的に解析するために重要な情報を記録する装置である。

同機のCVRに記録されていたのは、同機が駐機場場に停止後に実施された整備等に関する音声だけであった。

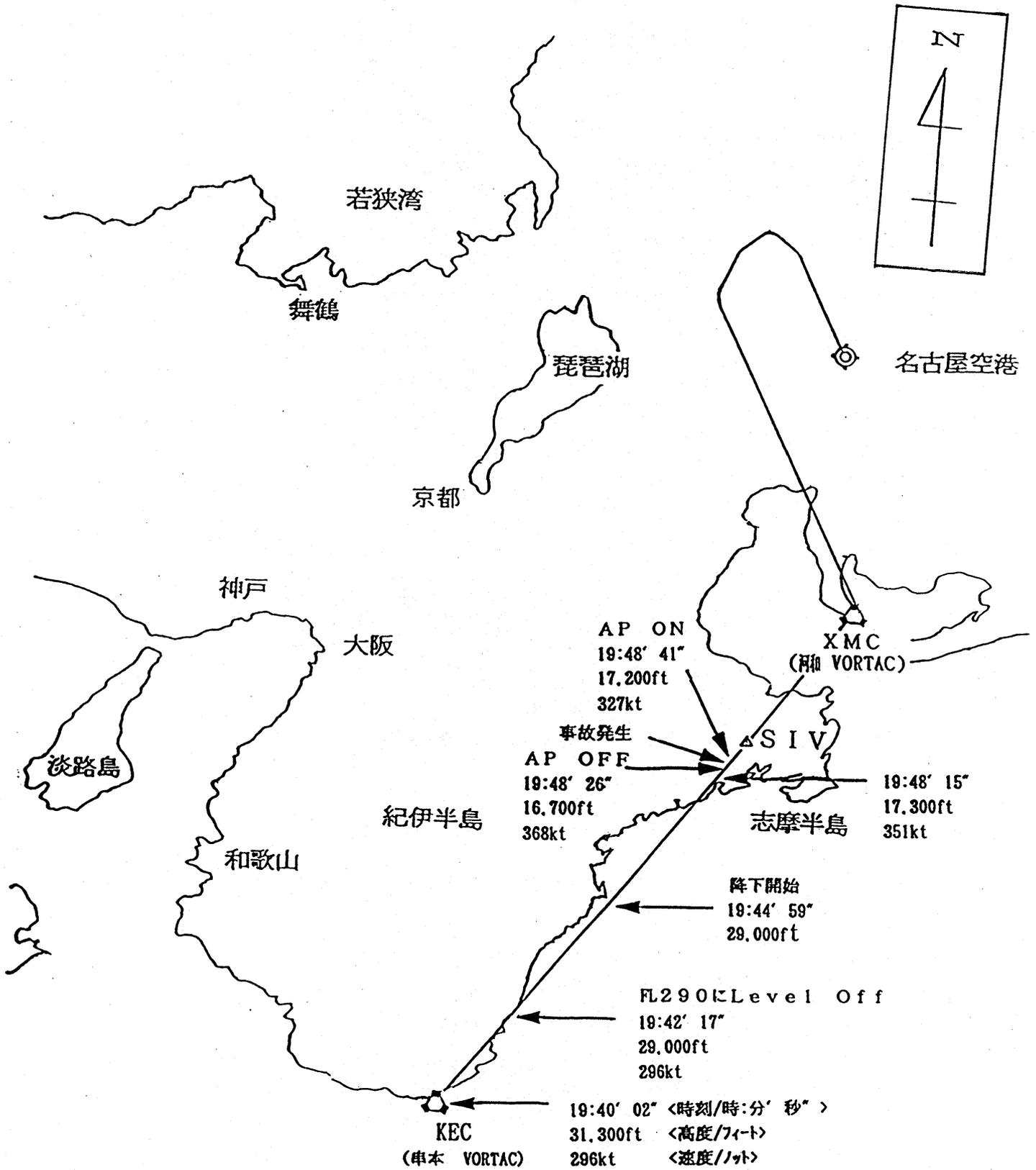
同機のCVRには、同装置が停止するまでの30分間の音声記録されることがとなっており、事故当日、同機が駐機場場で停止した時刻（ブロックイン時刻）が日本時間では20時16分となっていたことから、同機がブロックイン時にエンジンを停止した際、速やかにCVRを停止する操作が行われていれば、事故発生前後の音声記録が保存され、事故発生前後の機内の状況を客観的に解析するのに大いに役立つものと考えられる。

関係航空会社は、事故に係るCVR記録が無為に失われることを防止するためのCVRシステム改修の技術的な検討及び組織的対応についての検討並びに記録時間が30分よりも長い性能を有するCVRに変更することの検討を行い、所要の措置を講ずる必要がある。

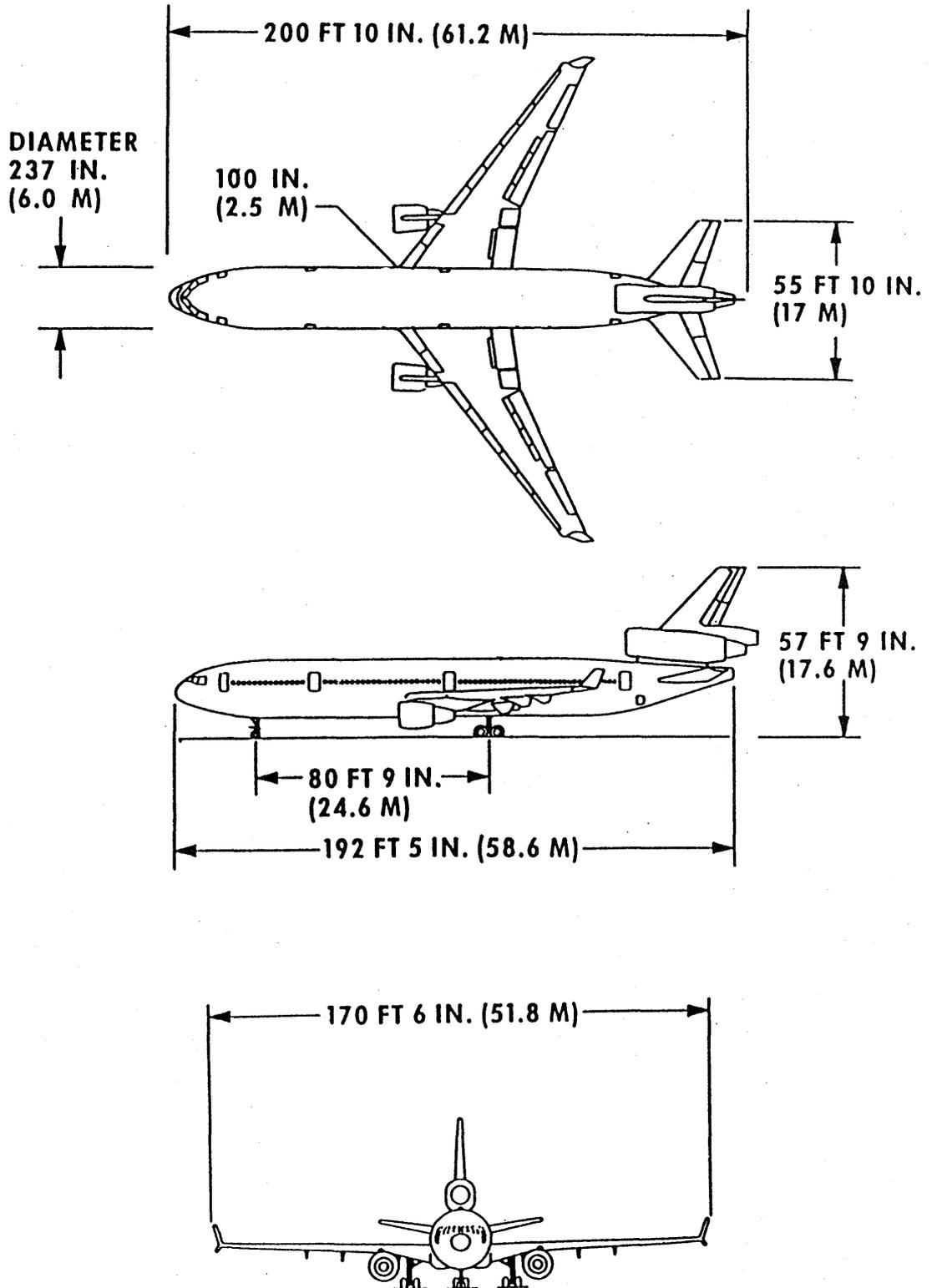
付図、写真一覧

- 付図1 推定飛行経路図
- 付図2 ダグラス式MD-11型三面図
- 付図3 事故発生当初の負傷者の位置
- 付図4 地上天気図
- 付図5 700hPa解析図
- 付図6 500hPa解析図
- 付図7 雲解析情報図
- 付図8 レーダー・エコー合成図
- 付図9 エマグラム（潮岬）
- 付図10 エマグラム（浜松）
- 写真1 散乱した後部ギャレー
- 写真2 転倒したミール・カート（後部ギャレー）
- 写真3 飛散した非常口カバー（L4ドア）
- 写真4 非常口カバーがない状態（L4ドア）

付図 1 推定飛行経路図

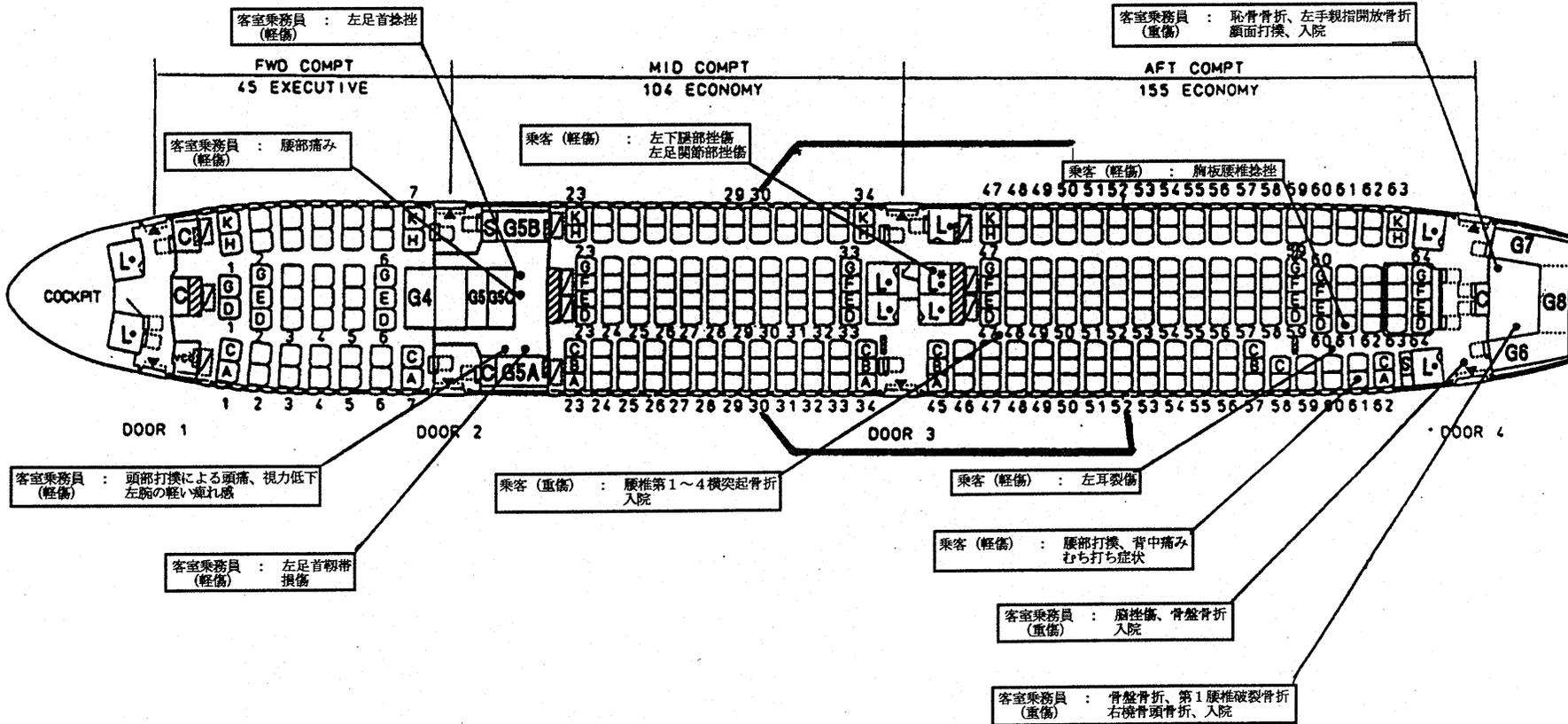


付図 2 ダグラス式MD-11型三面図



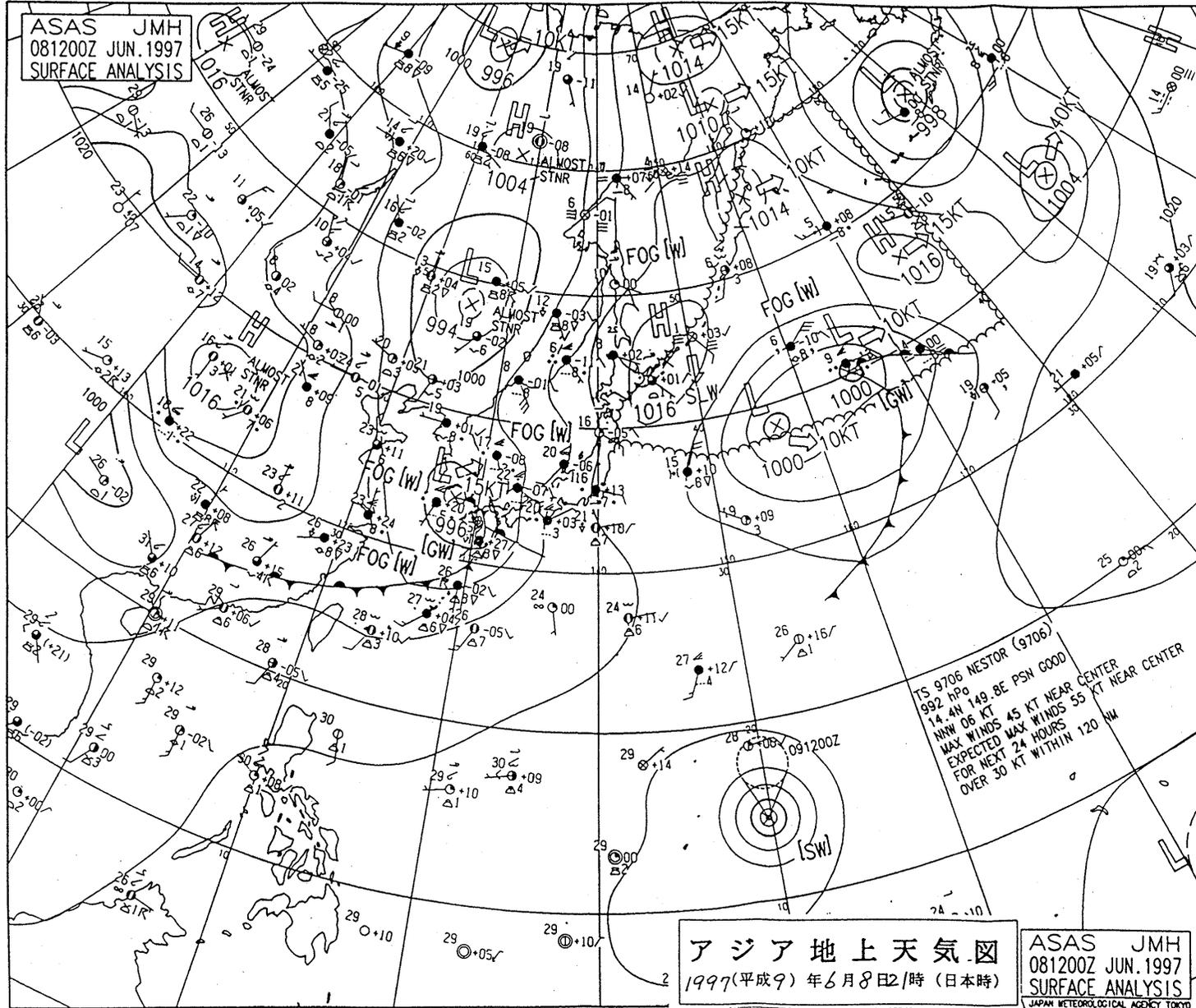
付図3 事故発生当初の負傷者の位置

- 51 -



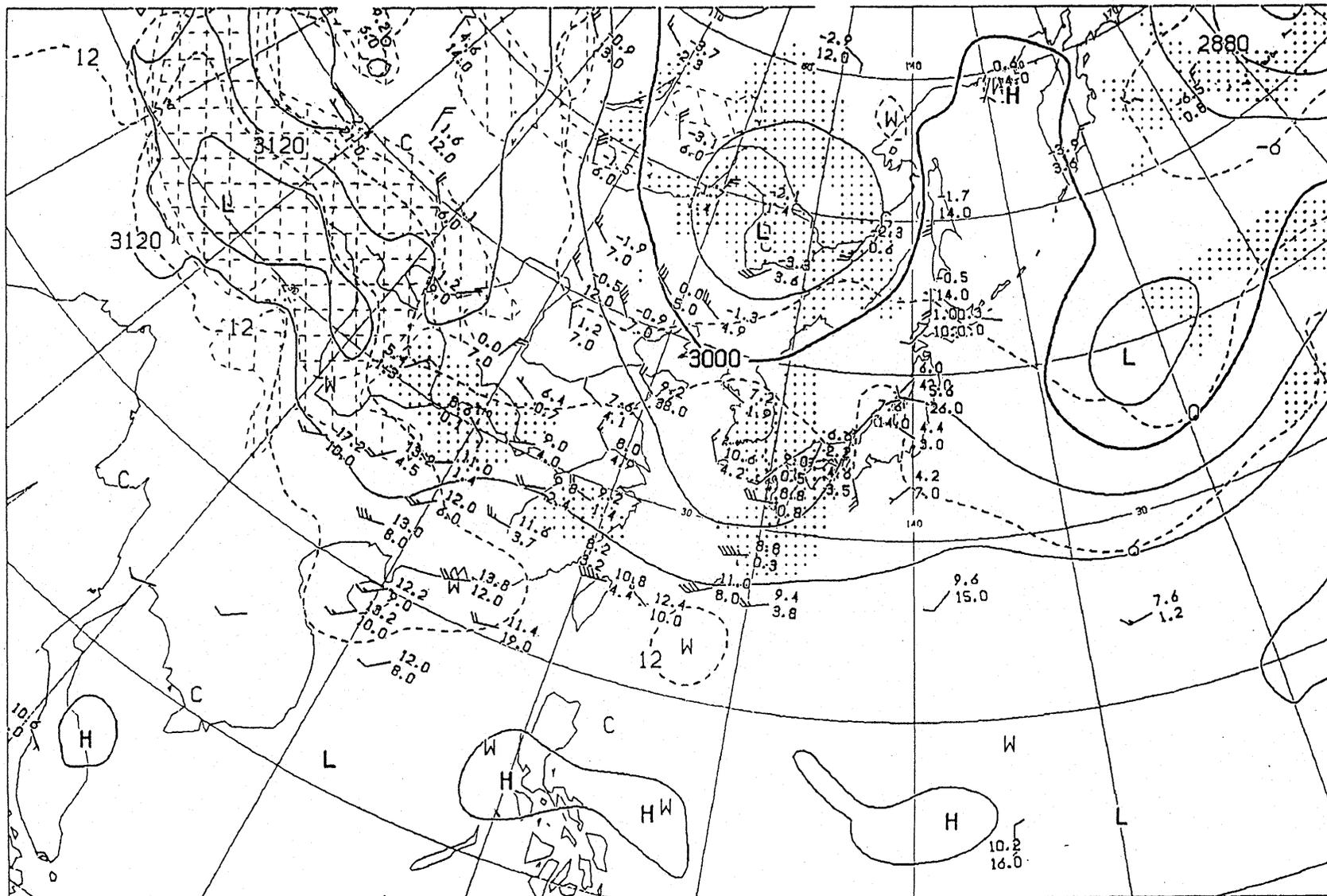
付図4 地上天気図

1997年6月8日21時(日本時間)



付図5 700hPa解析図

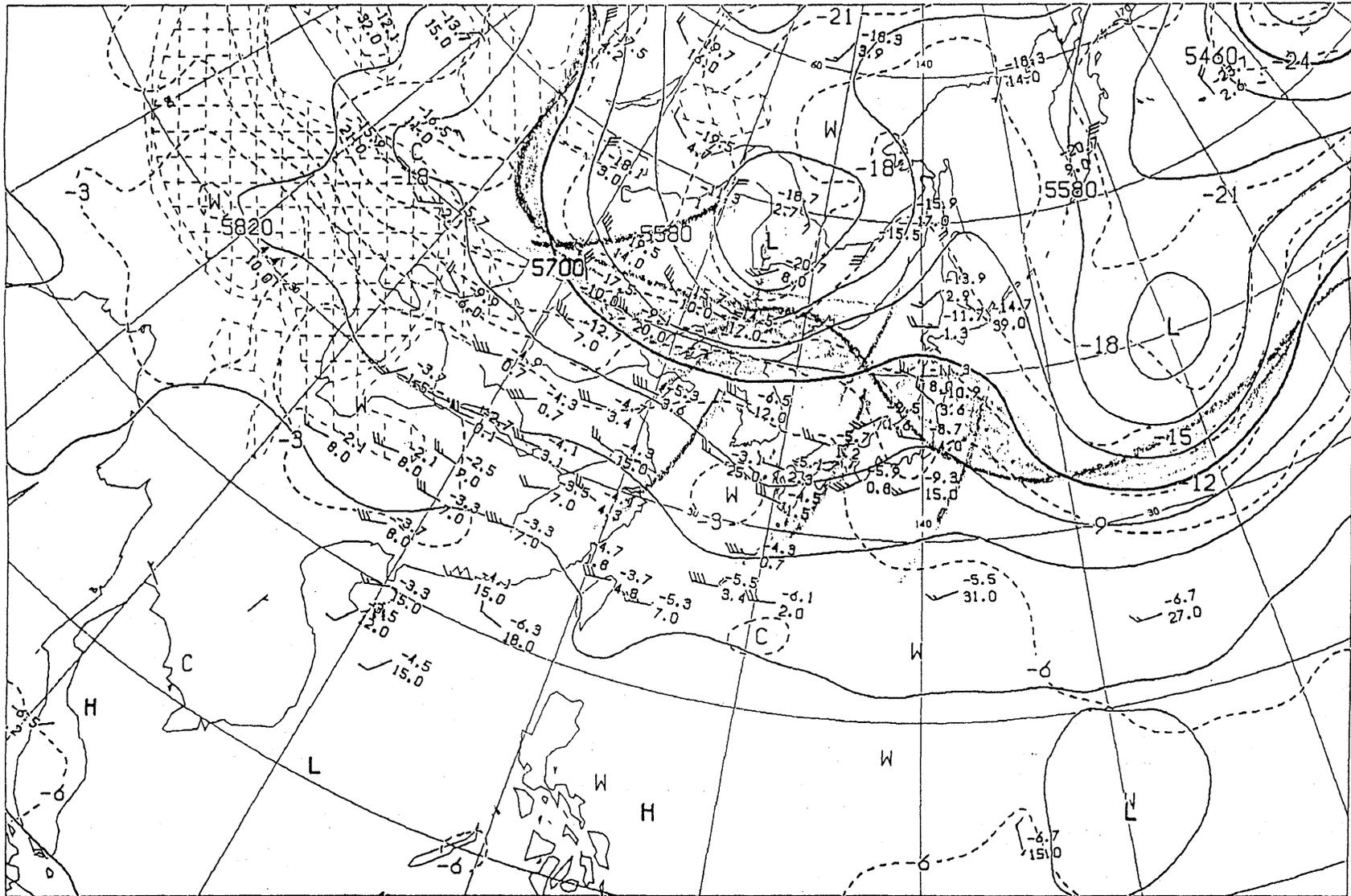
1997年6月8日21時 (日本時間)



ANALYSIS 700hPa: HEIGHT(M), TEMP(°C), WET AREA::(T-TD<3°C)

付図6 500hPa解析図

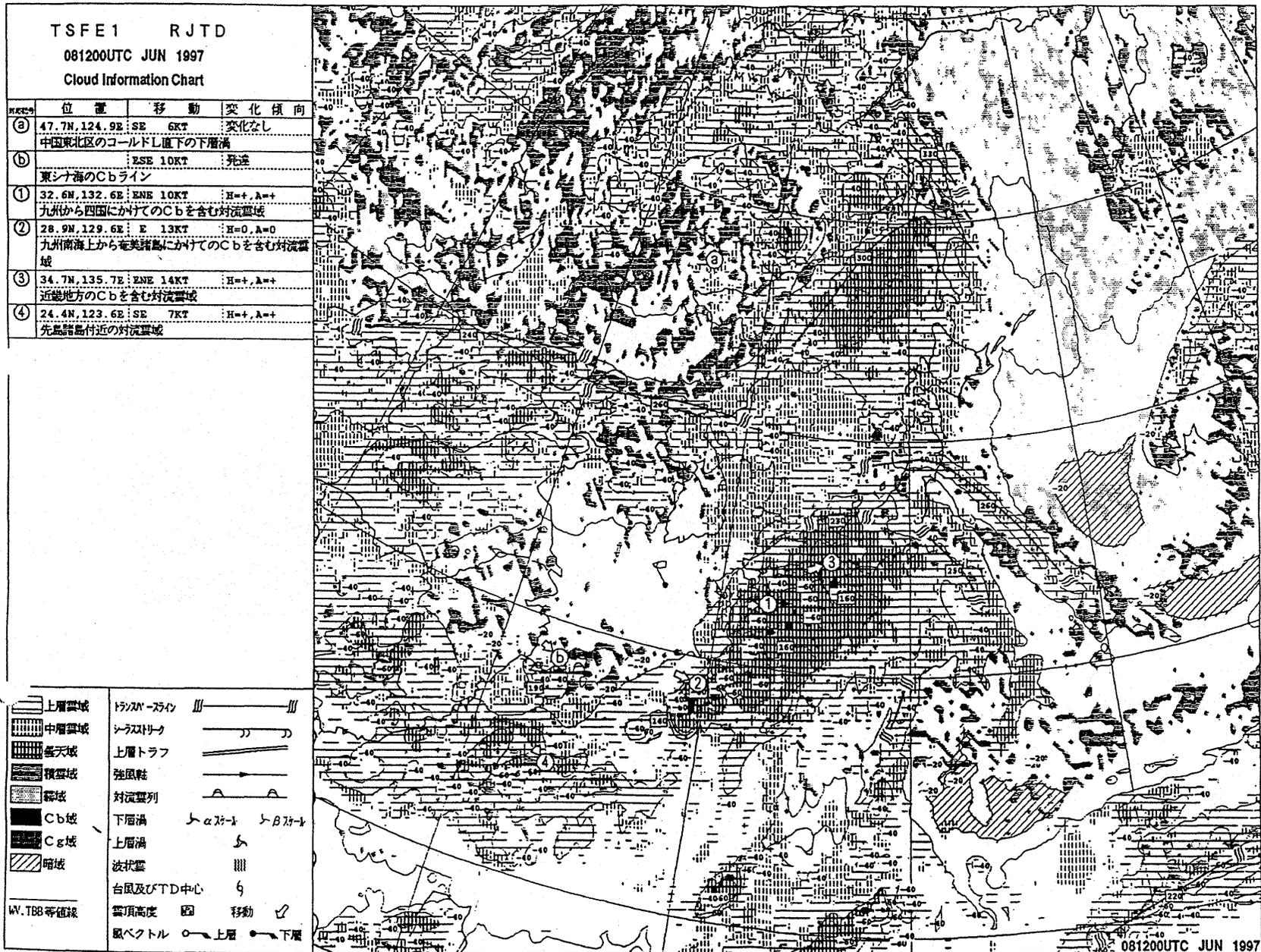
1997年6月8日21時 (日本時間)



ANALYSIS 500hPa: HEIGHT(M), TEMP(°C)

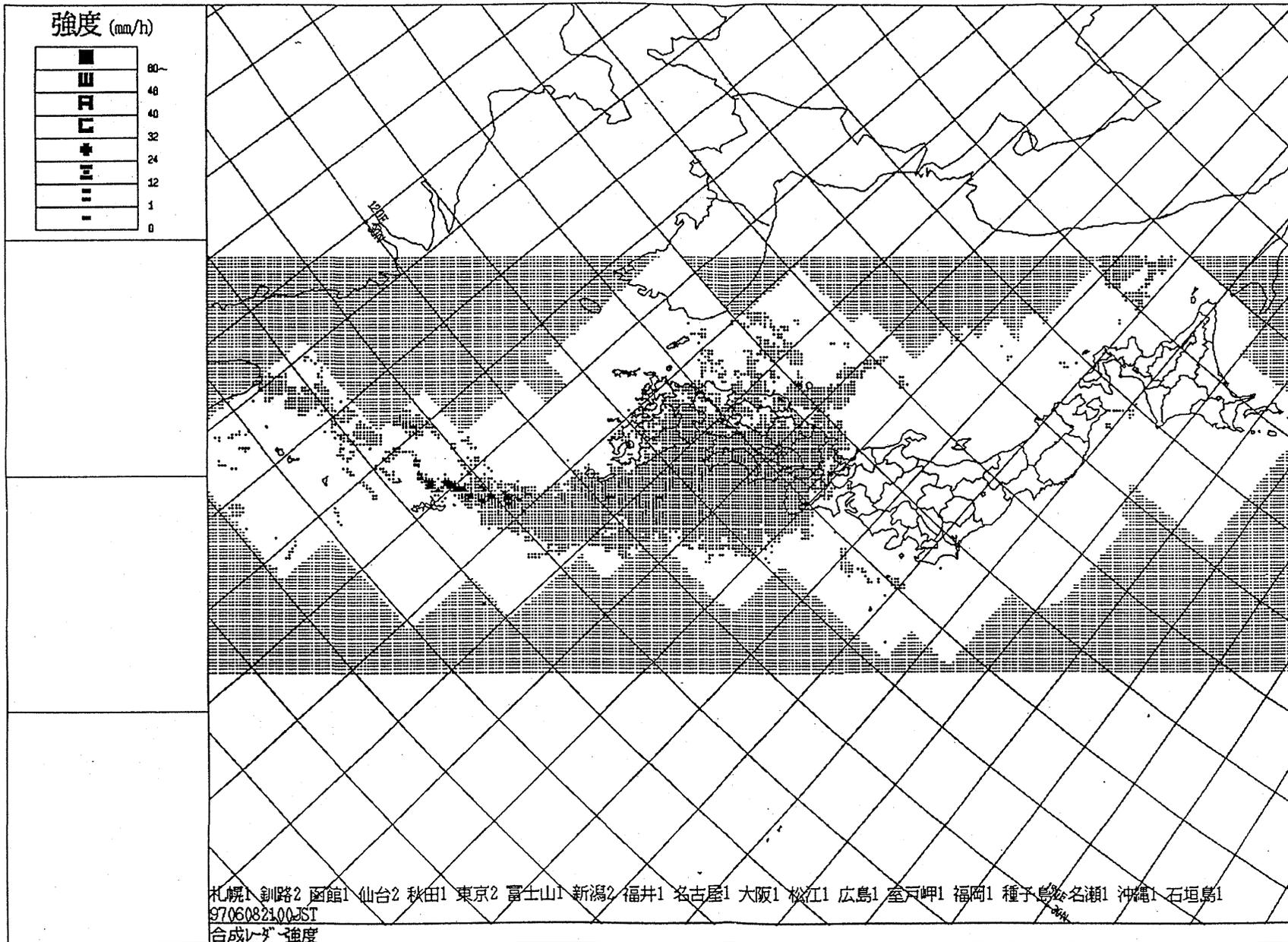
付図 7 雲解析情報図

1997年6月8日21時 (日本時間)



付図8 レーダー・エコー合成図

1997年6月8日21時 (日本時間)



付図9 エマグラム〈潮岬〉

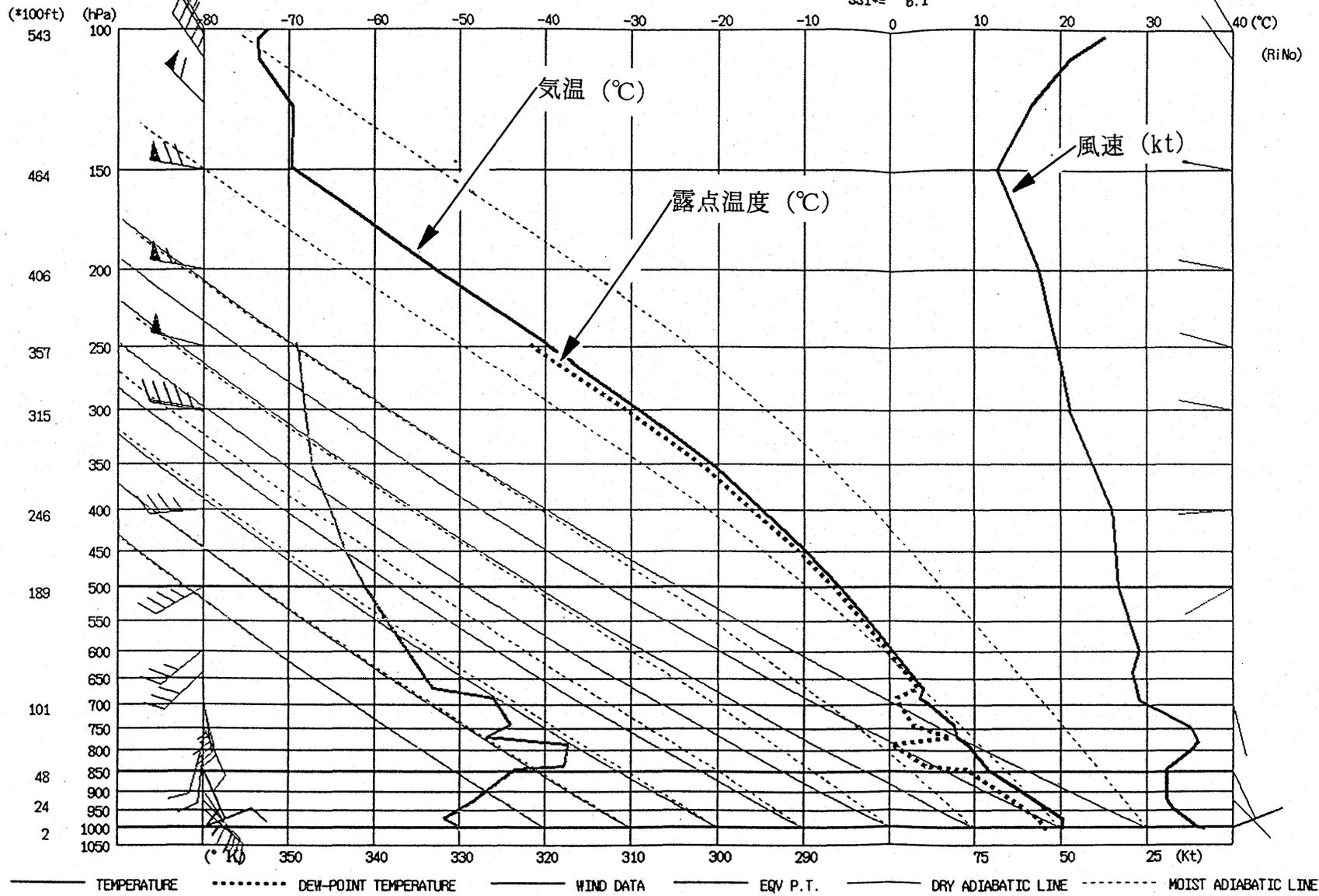
1997年6月8日21時 (日本時間)

エマグラム〈潮岬〉

1997年06月 8日21時 (JST)

SSI = 8.2

SSI* = 6.1



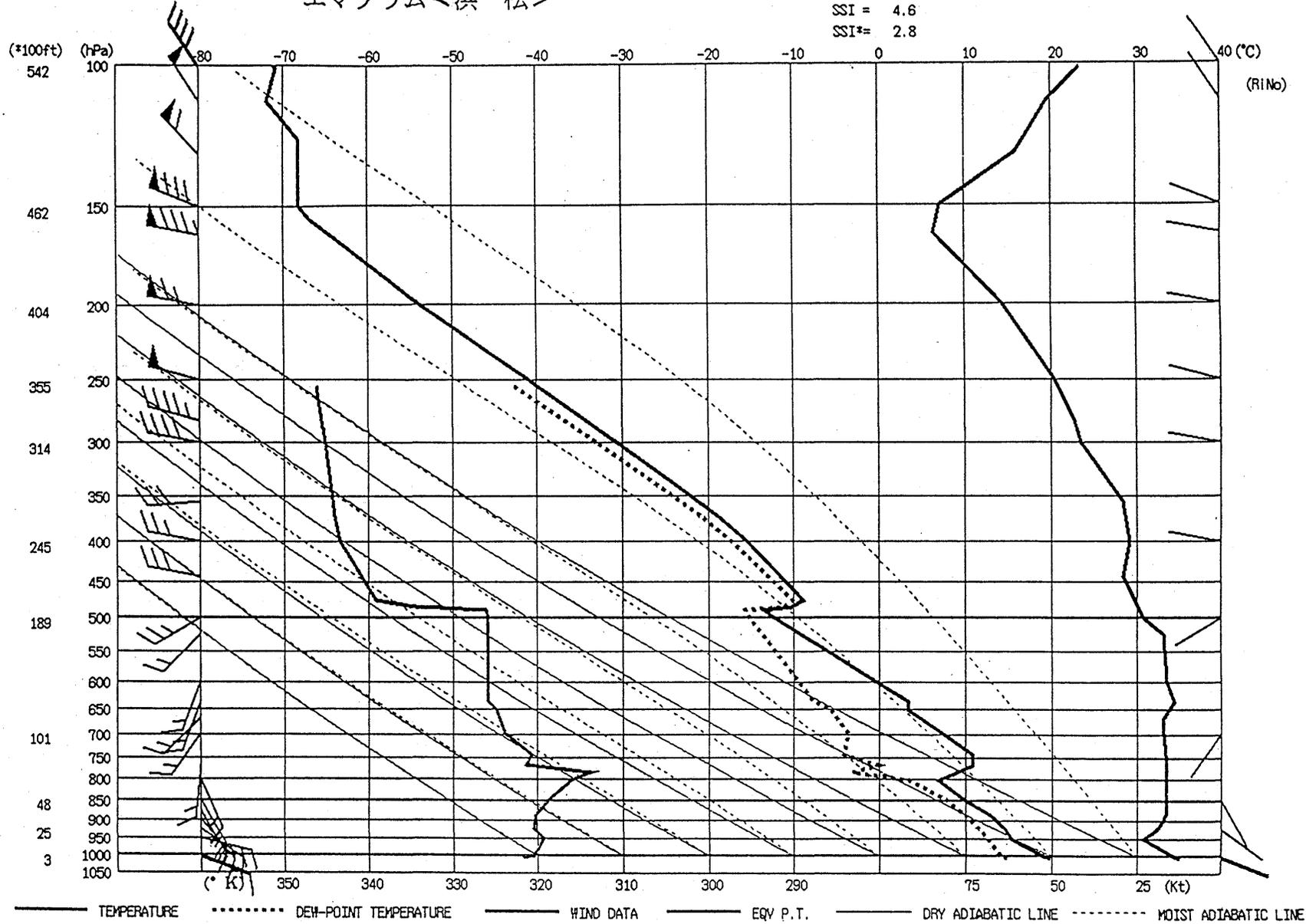
付図 10 エマグラム <浜 松>

1997年6月8日21時 (日本時間)

97年06月 8日21時 (JST)

エマグラム<浜 松>

SSI = 4.6
SSI* = 2.8



- 58 -

— TEMPERATURE DEW-POINT TEMPERATURE — WIND DATA — EQV P.T. — DRY ADIABATIC LINE - - - - - MOIST ADIABATIC LINE