

# 実験用航空機ドルニエによる地形性乱気流の計測\*

又吉 直樹<sup>\*1</sup>, 宮澤 與和<sup>\*1</sup>, 石川 和敏<sup>\*1</sup>

## Measurement of Atmospheric Turbulence Using NAL's Research Airplane Dornier Do228\*

Naoki MATAYOSHI<sup>\*1</sup>, Yoshikazu MIYAZAWA<sup>\*1</sup>, Kazutoshi ISHIKAWA<sup>\*1</sup>

### ABSTRACT

This paper presents the results of the flight test conducted at Izu-oshima airport to measure atmospheric turbulence using the National Aerospace Laboratory of Japan's (NAL) research airplane, Dornier Do228. The NAL's Do228 is equipped with a research air data system and a DGPS/INS (Differential Global Positioning System/Inertial Navigation System) hybrid navigation system, which enable it to measure winds aloft accurately. In the flight test, atmospheric turbulence along the approach path was measured successfully. The flight test results corresponded to the results of the Doppler SODAR's wind measurement, which can measure winds up to 400 meters high using sonic echo, so that the reliability of the flight test results was verified. The flight test results were also compared with the numerical simulation results which were conducted by the Japan Weather Association. The numerical simulation well explained the scales and intensities of the atmospheric turbulence observed in the flight tests.

**Keywords:** Flight Testing, Atmospheric Turbulence, Airplane, Numerical Simulation

### 概 要

独立行政法人航空宇宙技術研究所の実験用航空機ドルニエ Do228 は、4 角錐台型 5 孔ピトー管を使用したエアデータシステム、DGPS/INS (Differential Global Positioning System/Inertial Navigation System) 複合航法システム、基準軌道を生成してパイロットに表示する誘導システム及び各システムのデータを GPS 時刻と共に記録する飛行データ収録装置等の実験システムを備え、定められた経路を飛行して風擾乱計測を高精度で行うことが可能である。このドルニエ機を用いて伊豆大島空港周辺の地形性乱気流を計測する飛行実験が、東京都の同空港拡張計画に伴う運航安全調査の一環として平成 9 年 12 月に行われた。この調査ではドルニエ機による計測に加えて、(財)日本気象協会により超音波風速計を用いた地上付近の風の計測、ドップラーソーダを用いた上空の風の計測、さらに大気の流れの数値シミュレーションが実施された。飛行実験では、強風時を選んで着陸進入模擬及び滑走路上空の水平飛行を行い、着陸進入経路上に生じる地形性乱気流を計測することに成功した。また、ドルニエ機とドップラーソーダの風計測結果の比較を行い、ドルニエ機の計測結果の妥当性を確認した。飛行実験結果は数値シミュレーション結果とよく対応がとれており、数値シミュレーションを実証するデータを提供することができた。

\* 平成 14 年 3 月 12 日受付 (received 12 March, 2002)

\*1 飛行システム研究センター (Flight Systems Research Center)

## 略号

ADS	: Air Data System、ドルニエ機の計測用エアデータシステム
ARINC	: Aeronautical Radio Inc.
DGPS	: Differential GPS
EADI	: Electronic Attitude Director Indicator、電子式姿勢指示器
FDAS	: Flight Data Acquisition System、ドルニエ機の飛行データ収録装置
FMS	: Flight Management System、飛行管理システム
GPS	: Global Positioning System
GPSR	: GPS Receiver、GPS 受信機
IAS	: Indicated Air Speed、指示対気速度
INS	: Inertial Navigation System、慣性航法システム
QNH	: 平均海面上大気圧による高度計規正值
R/W	: Runway、滑走路

## 1. はじめに

我が国においては、その国土の特徴から地形性乱気流（気流が地形や建物により乱されて生じる乱気流）が発生しやすい場所の近傍に航空路あるいは空港が設置されている場合も多く、それが原因と考えられる事故も発生している<sup>1)</sup>。航空機が遭遇し得る風擾乱を実測しそのデータを提供することは安全性向上のための有力な手段であり、地上から上空の風擾乱を計測するための様々な装置が開発されている。代表的な製品のカタログ性能を表 1 に示す。しかし、地上からの計測では、計測範囲が限定される、また瞬間風速が計測できないなどの制約がある。これに対し、航空機

を用いた計測<sup>2-4)</sup>は、

- ・実際の飛行経路上の風擾乱を連続的かつ高レートで計測可能
- ・洋上など地上施設では計測できない飛行空域の風擾乱を計測可能
- ・短時間で広い飛行空域の風擾乱を計測可能

などの利点を有する(表 1)。高レートの計測により瞬間風速や風擾乱の波形データが得られ、風擾乱が機体に及ぼす影響(姿勢や荷重の変化など)のより詳細な評価が可能となる。地上からの継続的な計測により風擾乱が発生する典型的な気象条件を把握し、その条件下において航空機を用いて詳細な計測を実施しデータを提供することが安全性の向上につながる。

独立行政法人航空宇宙技術研究所(以下、航技研)においても、航空機による風擾乱の計測及びその飛行への影響に関する研究が行われてきた<sup>5, 6)</sup>。現在では、実験用航空機ドルニエ式 Do228-202 型機<sup>7)</sup>(以下、ドルニエ機、図 1)、ビーチクラフト式 65 型機<sup>8)</sup>及び実験用ヘリコプタ三菱式 MH2000A 型機<sup>9)</sup>が風擾乱計測機能を有している。本稿では、ドルニエ機による伊豆大島空港周辺での飛行実験を例に、航空機による風擾乱計測手法とその有効性について述べる。この飛行実験は、同空港の滑走路新設計画に伴う運航安全調査の一環として、冬季の強風時に着陸進入経路上に生じる地形性乱気流の計測を目的に行われたものである<sup>10-12)</sup>。飛行実験と並行して(財)日本気象協会により超音波風速計を用いた地上付近の風の計測及びドップラーソーダを用いた上空の風の計測が行われ、また併せて大気の流れの数値シミュレーションも実施された。これらの結果を用いて、同空港周辺で発生する地形性乱気流の性状を明ら

表 1 風計測装置の例

	DGPS ソンデ	ドップラーソーダ	VHF レーダ	ドップラーレーダ	航空機 (航技研ドルニエ機)
風速範囲	0 ~ 150m/s	0 ~ 30m/s	0 ~ 100m/s	0 ~ 40m/s	0 ~ 30 m/s 程度 (飛行可能な範囲)
風速分離能	0.1 m/s	0.1 m/s	0.5 ~ 1.0 m/s	1 m/s	1 m/s(精度)
計測範囲	風に流されるため不定	設置位置 直上	設置位置 直上	半径 40 km	飛行可能な空域
計測高度	0.05 ~ 40 km	0.05 ~ 1 km	0.5 ~ 16 km	0.3 ~ 10 km	0 ~ 7.5 km
高度分解能	—	20/50 m	150 ~ 1,000 m	150 m	1 ~ 2 m(精度)
計測間隔	1 秒	15 秒	3 ~ 5 分	1 分	1/32 秒
備考	上下風の計測が不可能	雨天、降雪時は計測不可能	—	雨滴の存在時のみ計測可能	有視界飛行のみ



図 1 実験用航空機ドルニエ式 Do228-202

かにすると共に、各手法の結果を比較してその妥当性を検証した。

なお、本稿で用いる単位は SI 単位系に準拠するが、航空機で慣用される単位系も併用する。SI 単位系への換算値は以下の通りである。

$$1\text{ft} = 0.3048\text{m}, \quad 1\text{NM} = 1,852\text{m}$$

$$1\text{kt} = 0.5144\text{m/s}$$

$$1\text{inHg} = 3,386.4\text{Pa}$$

$$1\text{度} = 3,600\text{秒角} = 0.01745\text{rad}$$

## 2. ドルニエ機の風擾乱計測システム

### 2.1 航空機による風擾乱計測の原理

航空機による風擾乱計測では、対地速度ベクトルと対気速度ベクトルの差として風のベクトルが求められる。

$$V_{\text{wind}} = V_g - V_a \quad (1)$$

ここで、 $V_{\text{wind}}$  は風のベクトル、 $V_a$  はエアデータセンサの出力から導かれる対気速度ベクトル、 $V_g$  はエアデータセンサの位置における対地速度ベクトルである。 $V_g$  は、航法センサによる慣性データから以下の関係によって導かれる。

$$V_g = V_{g0} + \omega \times r_p \quad (2)$$

ここで、 $\omega$  は機体の角速度ベクトル、 $V_{g0}$  は航法センサ基準点の対地速度ベクトル、 $r_p$  は航法センサ基準点からエアデータセンサまでの位置ベクトルである。

### 2.2 機上計測システム\*

ドルニエ機の風擾乱計測システムは、4 角錐台型 5 孔ピトー管

トー管を使用したエアデータシステム ADS (Air Data System)、DGPS/INS (Differential Global Positioning System/Inertial Navigation System) 複合航法システム、基準軌道を生成してパイロットに表示する誘導システム、各システムのデータを GPS 時刻と共に記録する飛行データ収録装置 FDAS (Flight Data Acquisition System) 等から構成される。このシステムにより、定められた経路を正確に飛行して高精度かつ高レート (32Hz) で風擾乱計測を行うことが可能となる。具体的には、ADS により計測された対気速度ベクトル  $V_a$  と DGPS/INS 複合航法システムにより計測された対地速度ベクトル  $V_{g0}$  及び角速度ベクトル  $\omega$  の各データを同期を取った後に (1)(2) 式に適用することにより、風のベクトル  $V_{\text{wind}}$  が算出される。図 2 にシステムの構成を示す。また、図 3 は飛行実験を行った形態での機体内装備状況を示している。以下、各システムの詳細について述べる。

#### (1) エアデータシステム (ADS)

航技研で開発され、これまで小型自動着陸実験機 (ALFLEX) などで飛行実績のある 4 角錐台型 5 孔ピトー管 (図 4) を使用している。5 孔の圧力を計測して、事前に風洞試験で求めた較正曲線に最も良く当てはまるように気流の向き、総圧及び静圧をニュートン法による繰り返し計算により決定し、対気速度、気圧高度、迎え角、横滑り角の諸量を算出する<sup>13)</sup>。計測、演算のレートは 32Hz である。本装置のカタログ性能は表 2 の通りである。

#### (2) 航法システム

航技研では (株) 東芝との共同研究で、航空機の自動着陸にも適用可能な性能を持つ DGPS/INS 複合航法システムの開発が進められてきた<sup>14)</sup>。既に航空機の航法アビオニクスとして実績のある INS を用いることで広いダイナミッ

\* 本稿で示すドルニエ機の風擾乱計測システムは、平成 9 年当時のシステムである。ドルニエ機は平成 12 年度末に Fly-By-Wire 機としての改修を完了し、エアデータシステムや航法システム等の実験システムも一部変更されている。

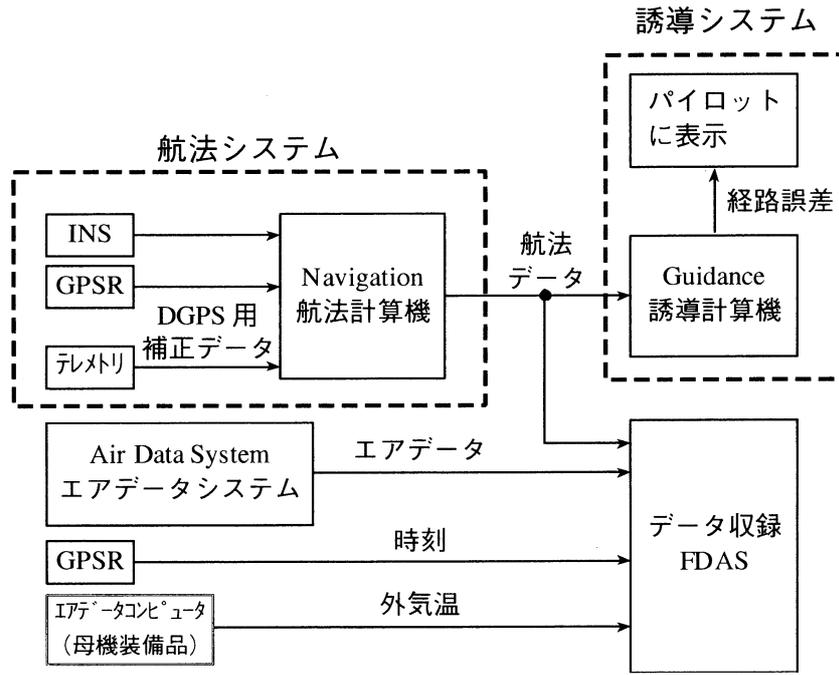


図 2 風擾乱計測システムブロック図

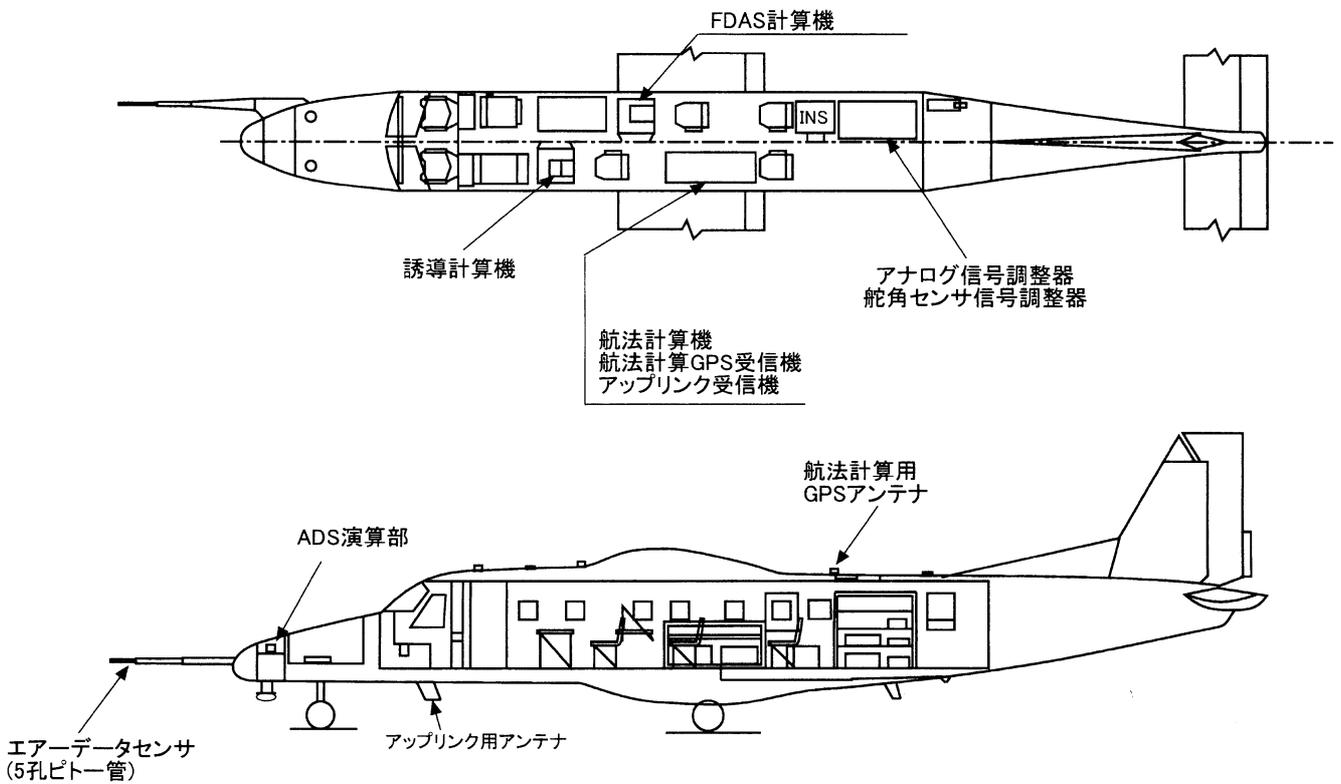


図 3 実験用機器搭載配置図



図4 4角錐台型5孔ピトー管



図5 飛行経路表示例(EADI)

クレンジと豊富な情報量を持つ6自由度航法を実現し、さらに DGPS との複合化により INS のドリフト誤差等を推定・除去し、測位精度を向上させている。本システムは、最大 64Hz のレートで航法情報を出力することができ、航空機のマヌーバはもちろん風擾乱計測にも十分対応できるダイナミックレンジを有している。本システムの航法精度は、レーザトラッカで計測した位置データとの比較や理論精度解析から総合的に評価して、表3に示すように位置で 1 ~ 2m、速度で 0.02 ~ 0.03m/sec と極めて高精度である<sup>15)</sup>。姿勢角、加速度、角速度の情報に関しても、従来の INS 単独航法より高精度で出力することができる。

(3) 誘導システム

ドルニエ機には、航法システムで得られた自機位置を用いて基準軌道との偏差を計算し、図5に示す EADI (Electronic Attitude Director Indicator) のポイントに偏差を指示する誘導システムが装備されている。風擾乱計測においては、着陸進入模擬を行ったり、2.3 で述べるスピー

表2 5孔ピトー管の製品仕様による性能

計測範囲	
対気速度	25 ~ 150 m/s
気流方向	-23 ~ 23 度
出力精度(1σ)	
迎え角、横滑り角	± 0.3 度
静圧検出精度	± 0.007 inHg
検出精度動圧	± 0.005 inHg

表3 DGPS/INS 複合航法の精度(理論予測値)

出力精度(2σ)		
位置	水平面 1.2m,	縦方向 1.7m
速度	水平面 0.025m/s,	縦方向 0.031m/s
姿勢角	ロール/ピッチ	0.0055 度,
	ヨー	0.028 度

ドコース法で直線コースの往復飛行をする際に、このシステムを用いてパイロットに誘導情報を提供した。航法システムや誘導システムの不具合等で誘導システムが使用できない場合には、母機装備品の FMS (Flight Management System) を用いてパイロットが自機位置を把握し、滑走路の方位と距離、降下速度から進入角度及び方位を決め、実験を行った。

(4) 飛行データ収録装置(FDAS)

ADS、航法システム、誘導システムからの各出力は、ARINC (Aeronautical Radio Inc.) 429 データバスによるデジタル信号として、機上のノート型パソコンのハードディスク装置に GPS 時刻の刻印と共に記録される。記録されたデータは、飛行後処理され、機体の位置、速度、風擾乱を求めることができる。

2.3 風擾乱計測の精度

ドルニエ機の場合、対地速度の計測精度は、DGPS/INS 複合航法システムにより 0.02 ~ 0.03m/sec と十分な精度であるため、風擾乱計測の精度は対気速度の精度に支配される。ADS の誤差には、大きく分けて ADS の単体誤差と位置誤差(取り付け誤差及び機体の周りの気流の影響等)の2つがある。ADS のプローブを機首のブーム先端に取り付け、位置誤差ができるだけ小さくなるように配慮してあるが、単体誤差が 1kt (0.5m/s) 未満であるのに対し位置誤差は 2 ~ 3kt (1.0 ~ 1.5m/s) 以上に達する可能性がある。従って、正確な風擾乱計測を行うには ADS の位置誤差を知ることが必要となる。

位置誤差を計測するために、北海道大樹町多目的航空公園において、スピードコース法と呼ばれる飛行試験を行った<sup>16)</sup>。これは対地速度を基準とする方法であり、風の影響

を除去するために一定の高度・速度で直線コースを往復飛行して真の対気速度を計測する。得られた真の対気速度から位置誤差が算出できる。また、ADS とドルニエ機既存の静圧系統の静圧誤差(位置誤差の大半は静圧誤差が占める)を静圧基準法により計測した。静圧基準法は、何らかの方

法で誤差を含まない基準となる自由流の静圧を取得し、静圧誤差を得る手法である<sup>17)</sup>。今回は、航法システムの高度情報を用いて基準となる静圧を算出した。一連の位置誤差計測飛行試験の ADS に関する結果を図 6 に示す。風擾乱計測での飛行速度域である指示対気速度 IAS(Indicated Air Speed) 90 ~ 120kt(46 ~ 62m/sec)の範囲について位置誤差をプロットした。これから 2kt(1m/sec)前後の位置誤差があることが読みとれる。

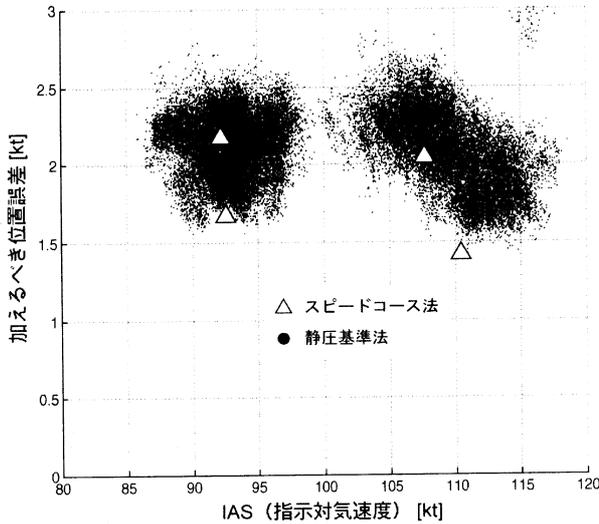


図 6 測定された ADS の位置誤差

さらに、静圧誤差に対する機体の運動の影響を見るために、機首方位を維持しながらバンク角を振る飛行を行い、横滑り角を大きく変化させた場合の影響を調査した。横滑り角の変動が原因と考えられる静圧誤差を図 7 に示す。横滑り角が ± 15 度と大きく変動した場合に、ドルニエ機既存の静圧孔の静圧誤差が 2kt(1m/sec)以上に達しているのに対し、ADS の静圧誤差は 1kt(0.5m/sec)以内に収まっている。

以上の結果より、ドルニエ機の ADS の位置誤差は IAS 90 ~ 120kt(46 ~ 62m/sec)の範囲で約 2kt(1m/sec)と考えられる。本稿で示す風擾乱計測結果はこの位置誤差を含んでおり、その精度も約 2kt(1m/sec)となる。また、乱気流の中を飛行する場合のような、迎え角、横滑り角が比較的大きく変動する条件下においても、母機装備のセンサに比べて ADS はその影響を受けにくく、計測誤差を小さく抑えることができる。

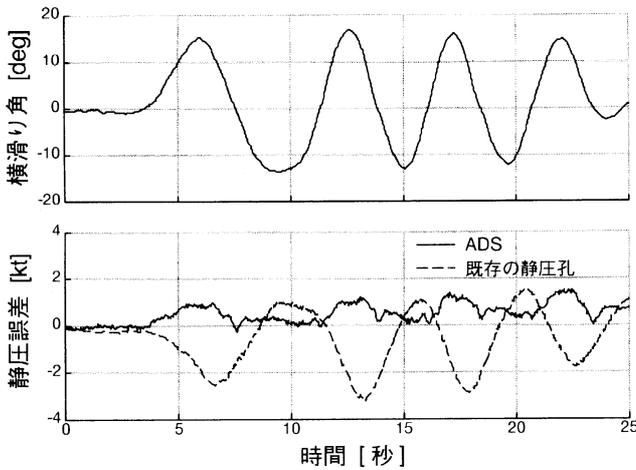


図 7 横滑り角の変動が原因と考えられる静圧誤差

### 3. 伊豆大島空港周辺における地形性乱気流計測実験

#### 3.1 概要

伊豆大島空港の現滑走路及び建設予定の新滑走路の R/W21 進入経路は、図 8 に示すように乳が崎、風早崎という 2 つの岬の間にある。冬季の主風向である西南西風が強い条件下では、乳が崎下流側の R/W21 進入経路上に地形性乱気流が生じることが経験上知られており、新滑走路の建設計画に伴って空港周辺の風の状況を調べる大規模な運航安全調査が実施された。この調査は同空港を管轄する東京都の依頼を受けた(財)小型航空機安全運行センターが実

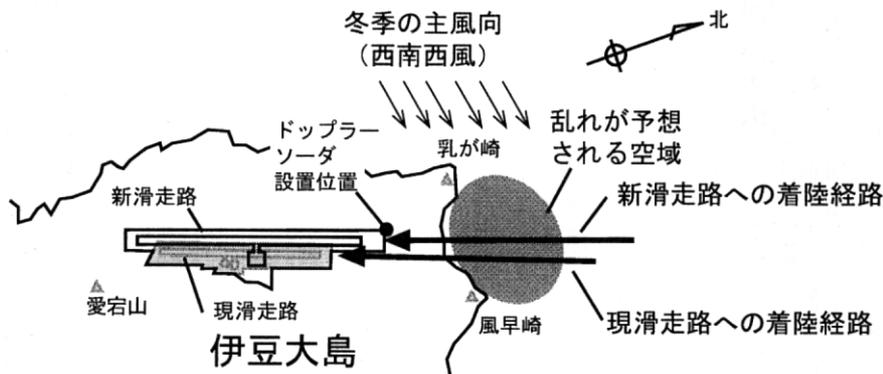


図 8 伊豆大島空港周辺の状況

施し、航技研及び(財)日本気象協会も調査に参加した。

現地での風計測に先立ち、日本気象協会による大気の流れの数値シミュレーションが行われ、西南西風が強い条件下での乱気流の発生が再現された。この結果を受けて西南西風が卓越する冬季に飛行実験を実施することとし、平成9年12月2日から12月11日までの10日間を風擾乱計

測飛行実験期間と定めた。実験期間中、3、4日に計測機器の機能確認フライトを各1回行い、西南西風が強い条件となった10、11日に風擾乱計測フライトを各1回実施した。これら4フライト全て調布飛行場から離陸し、伊豆大島空港上空で風擾乱計測を実施した後、再び調布飛行場に帰投するという運航形態をとった。表4は、各フライトの日時等の一覧である。

表4 飛行実験実施時刻

飛行番号	日付	離陸時刻	着陸時刻	飛行時間	QNH [inHg]
F1	12月3日	10:50	12:40	1時間50分	30.15
F2	12月4日	13:40	15:40	2時間0分	30.42
F3	12月10日	10:45	12:40	1時間55分	29.85
F4	12月11日	13:10	15:10	2時間0分	30.00

### 3.2 飛行実験内容(フライトパターン)

飛行実験で実施した6ケースのフライトパターンを図9に示す。建設予定の新滑走路への着陸進入模擬を行うAPCH-1、2、現滑走路上空の水平飛行を行うLevel 1、2、新滑走路上空の水平飛行を行うLevel 3及びドップラー

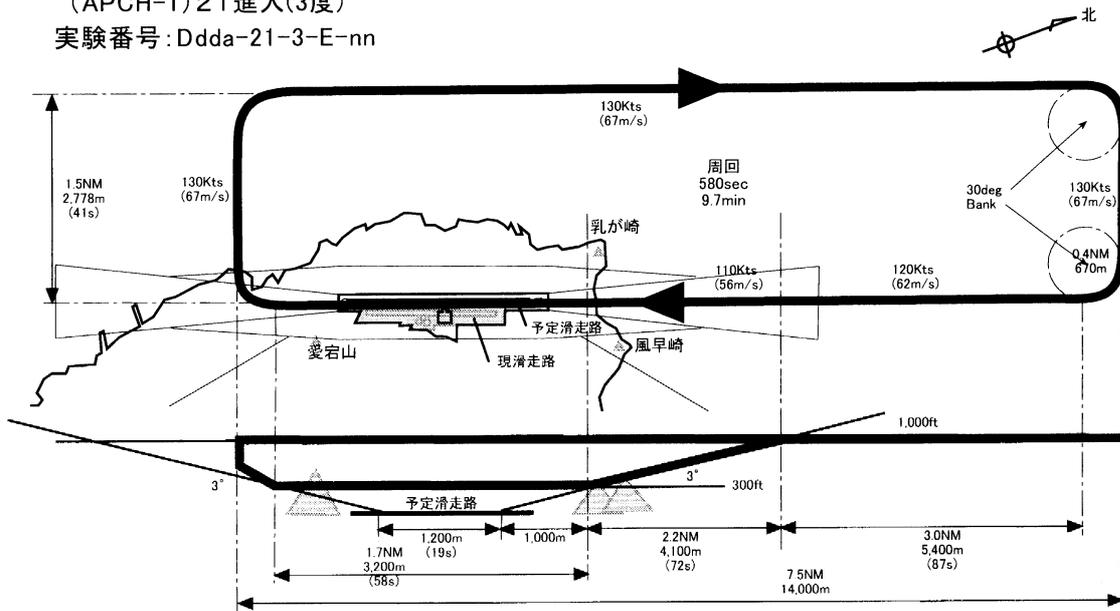
表5 実施した飛行実験ケース

実験番号	フライトパターン	飛行番号	ケース番号	R/W	飛行経路角	Nav.	Guid.	Data	図番
D03A-21-3-E-01	APCH-1	1	1	21	-3	Good	FMS	Good	
D03A-21-3-E-02	APCH-1		2	21	-3	Good	EADI	Good	
D03A-03-0-H600-03	LEVEL-3		3	03	0	Good	EADI	Good	
D03A-03-0-H500-04	LEVEL-3		4	03	0	Good	EADI	Good	
D03A-03-0-H400-05	LEVEL-3		5	03	0	Good	EADI	Good	
D03A-03-0-H300-06	LEVEL-3		6	03	0	Good	EADI	Good	
D04P-21-0-V110-F1-07	LEVEL-1	2	1	21	0	Good	FMS	Good	
D04P-03-0-V110-F1-08	LEVEL-1		2	03	0	Good	FMS	Good	
D04P-21-0-V90-F1-09	LEVEL-1		3	21	0	Good	FMS	Good	
D04P-03-0-V90-F1-10	LEVEL-1		4	03	0	Good	FMS	Good	
D04P-21-0-V120-F1-11	LEVEL-1		5	21	0	Good	FMS	Good	
D04P-03-0-V120-F1-12	LEVEL-1		6	03	0	Good	FMS	Good	
D04P-21-0-V120-F2-13	LEVEL-2		7	21	0	Good	FMS	Good	
D04P-03-0-V120-F2-14	LEVEL-2		8	03	0	Good	FMS	Good	
D04P-21-0-V110-F2-15	LEVEL-2		9	21	0	Good	FMS	Good	
D04P-03-0-V110-F2-16	LEVEL-2		10	03	0	Good	FMS	Good	
D04P-21-0-V90-F2-17	LEVEL-2		11	21	0	Good	FMS	Good	
D04P-03-0-V90-F2-18	LEVEL-2		12	03	0	Good	FMS	Good	
D04P-03-0-H400-D-19	LEVEL-4		13	03	0	Good	EADI	Good	
D10A-21-0-H800-D-20	LEVEL-4	3	1	21	0	Bad	EADI	Bad	
D10A-21-0-H600-D-21	LEVEL-4		2	21	0	Bad	EADI	Good	20
D10A-21-0-H400-D-22	LEVEL-4		3	21	0	Good	EADI	Good	12, 20, 21
D10A-21-0-H600-23	LEVEL-3		4	21	0	Good	EADI	Good	13
D10A-21-0-H400-24	LEVEL-3		5	21	0	Good	EADI	Good	14, 20, 21
D10A-21-0-H400-25	LEVEL-3		6	21	0	Good	EADI	Good	15, 21
D10P-21-3-E-26	APCH-1		7	21	-3	Good	EADI	Good	16, 24
D10P-21-3-E-27	APCH-1		8	21	-3	Good	EADI	Good	17, 24
D10P-21-0-H400-D-28	LEVEL-4		9	21	0	Good	EADI	Good	18, 20, 21
D11P-21-0-H600-D-29	LEVEL-4	4	1	21	0	Good	EADI	Good	20
D11P-21-0-H400-D-30	LEVEL-4		2	21	0	Good	EADI	Good	20
D11P-21-0-H500-31	LEVEL-3		3	21	0	Good	EADI	Good	
D11P-21-0-H400-32	LEVEL-3		4	21	0	Good	EADI	Good	
D11P-21-0-H300-33	LEVEL-3		5	21	0	Good	EADI	Good	
D11P-21-3-E-34	APCH-1		6	21	-3	Good	EADI	Good	
D11P-21-6-E-35	APCH-2		7	21	-6	Good	EADI	Good	
D11P-21-6-E-36	APCH-2		8	21	-6	Bad	EADI	Good	
D11P-21-0-H300-37	LEVEL-3		9	21	0	Good	EADI	Good	

ソーダ上空の水平飛行を行う Level 4 の各フライトパターンを実施した。各フライトパターンに付加された実験番号中の dd は日付(2桁) a は飛行時間帯(午前)(午後) nn は通算進入回数を意味する。図 9 に示されている高度は海面からの気圧高度である。また各実験で取得できたデータについて、表 5 に実験番号を用いて列挙した。Nav. は実時間で DGPS/INS 複合航法の可否について示す。10 日の実験開始時に複合航法ができなかった以外は、概ね順

調であった。Guid. はパイロットへの指示の方法について示す。EADI のポインタ方式を用いることを基本としたが、DGPS/INS 複合航法に不具合が発生した場合には母機搭載の FMS を用いた。なお、LEVEL1、2 は現滑走路上空の飛行で十分な目標があるため、パイロットの目視による飛行を行った。Data はデータ記録の成否について示している。10 日の実験開始時に複合航法ができなかったために一部データが記録されなかった点を除けば、順調であった。

(APCH-1) 21 進入(3度)  
実験番号: Ddda-21-3-E-nn



(APCH-2) 21 進入(6度)  
実験番号: Ddda-21-6-E-nn

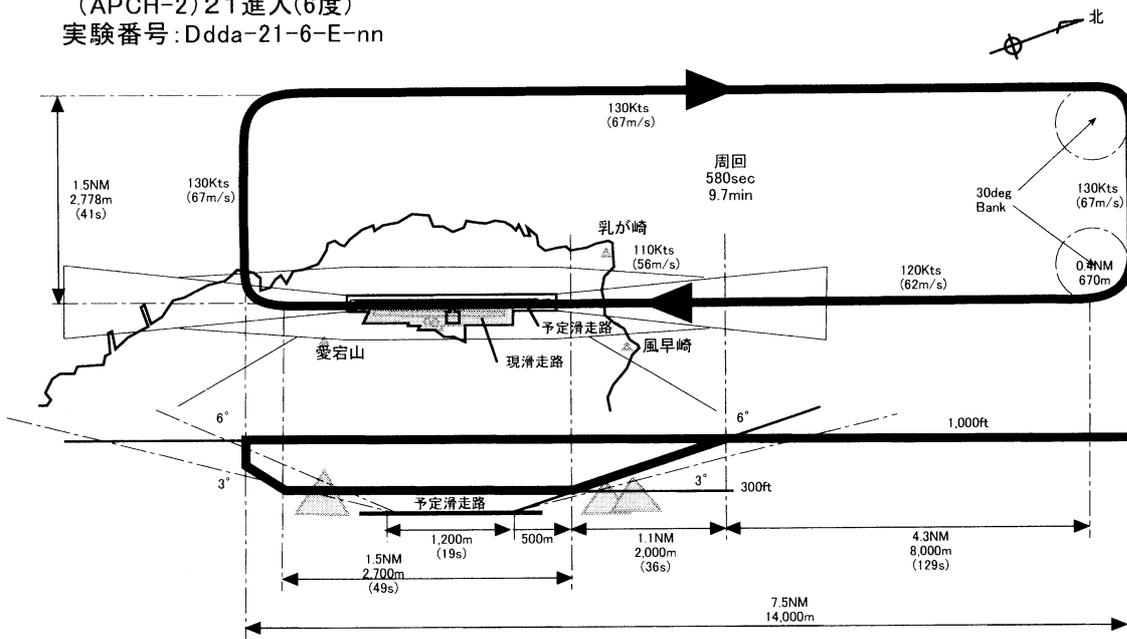
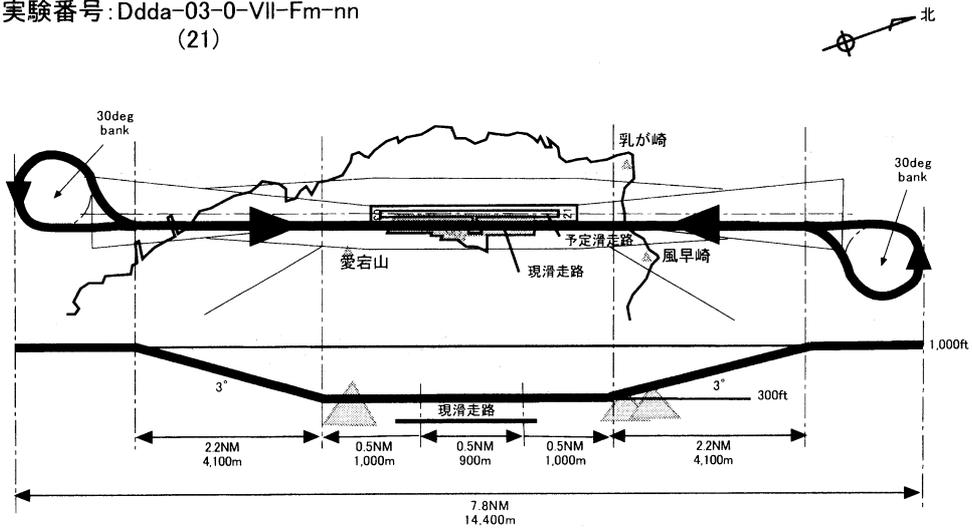


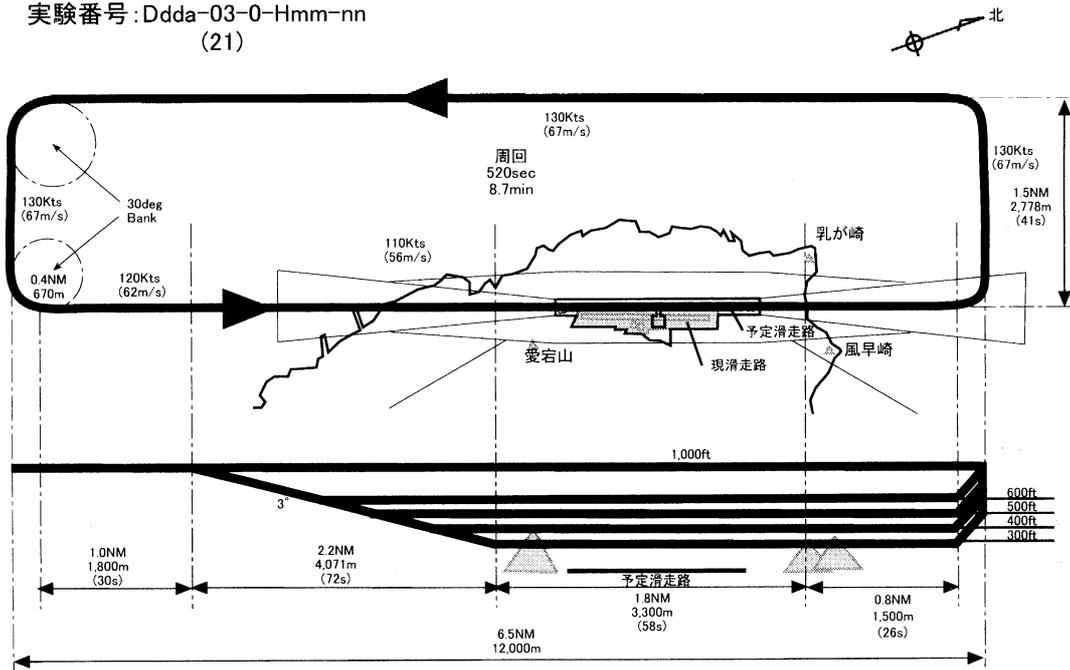
図 9(a) 飛行パターン

(LEVEL-1,2) 現滑走路上空の水平飛行  
 実験番号: Ddda-03-0-VII-Fm-nn  
 (21)



- 実験番号で IIIは飛行速度(90,110,120), mはフラップ形態(1,2)をそれぞれ意味する。
- LEVEL1と2の違いは、フラップ形態の違いである。

(LEVEL-3) 予定滑走路上空の水平飛行  
 実験番号: Ddda-03-0-Hmm-nn  
 (21)



- 実験番号で mmは飛行高度を意味し、03,04,05,06(300,400,500,600ft)のいずれかの数値が入る。

図 9(b) 飛行パターン

(LEVEL-4)ドップラーソーダ上空の飛行  
 実験番号: Ddda-03-0-Hmm-D-nn  
 (21)

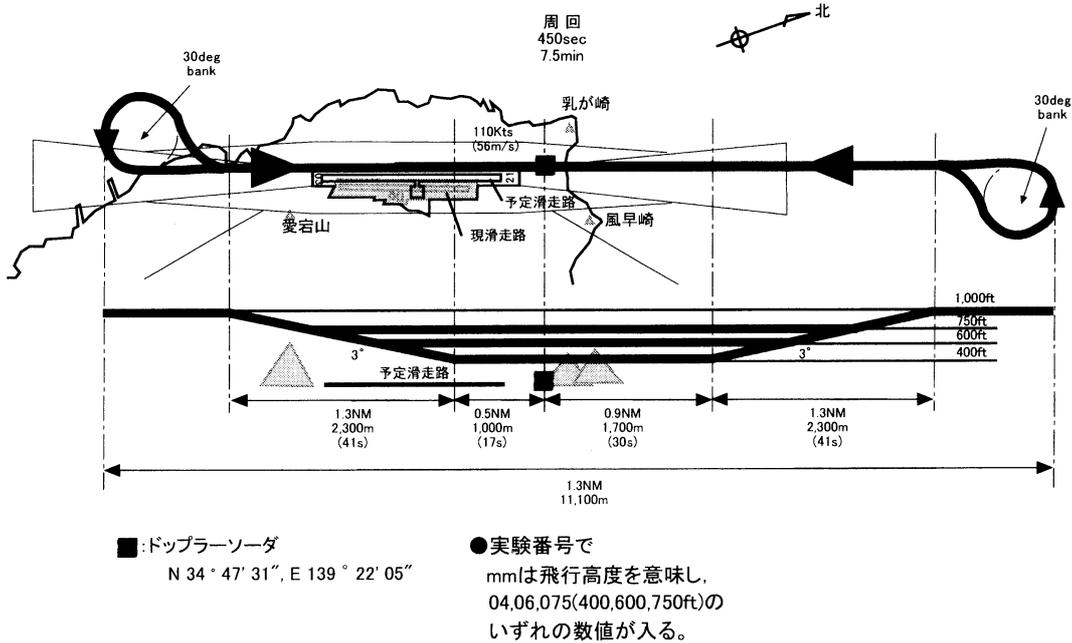


図 9(c) 飛行パターン

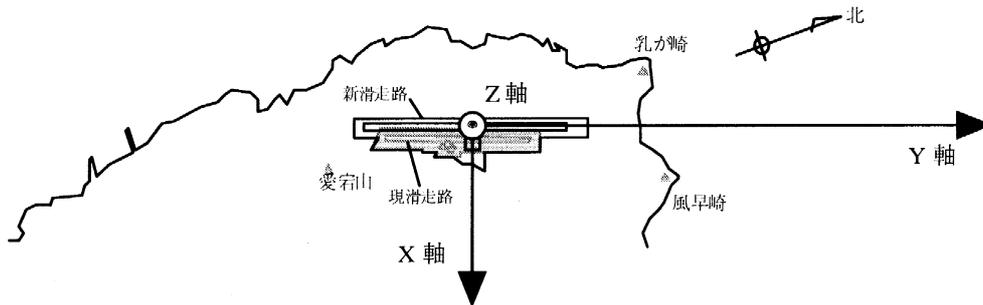


図 10 航空機の位置を表す座標系

3.3 座標系の定義

航空機の位置を表す座標系として、次に定義された座標系を使用した(図 10)。

座標系の原点: 原点の水平位置は予定滑走路の中心点。即ち、滑走路両端の中心点を結ぶ直線の中点。  
 原点の高度は海拔 0 m とする。

座標軸の方向: 予定滑走路 03 方向を Y、Y 軸に向かって右側で直交する向きに X、鉛直上向きを Z とする。単位は m を使用する。

風のベクトルの 3 成分は Uwind(水平面内 西風成分を正)、Vwind(水平面内 南風成分を正)、Wwind(鉛直面内 上昇風成分を正)と表し、単位は kt を使用する。風向・風速は、水平成分から定義され、風向については、通常使用される風が吹いてくる方角で表し、単位は degree を使用する(図 11)。

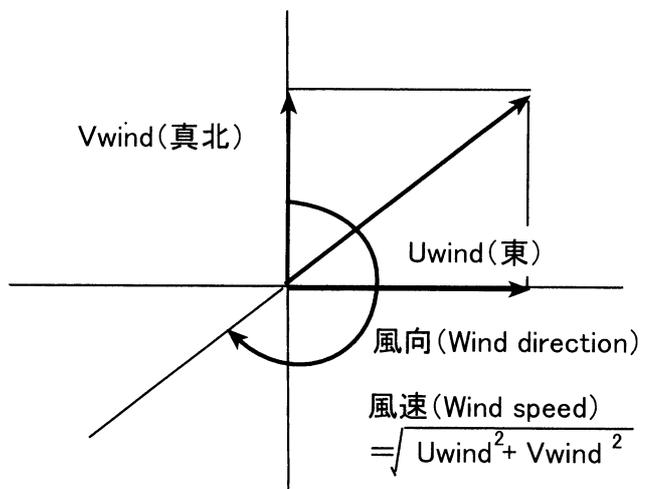


図 11 風ベクトルの水平成分の風向・風速の定義

4. 計測結果と考察

4.1 ドルニエ機による飛行実験結果

4 日間のフライトのうち最も風が強かった 12 月 10 日(水)のフライトの中から、データ記録が正常に行われた 7 ケースについて、計測結果を図 12 ~ 18 に示す。選択されたケースと図番の対応については、表 5 の図番の欄に示されている。

各図の図(a)は、水平面内及び鉛直面内の飛行軌跡と推定された風の成分を示している。実線が飛行軌跡、飛行軌跡から伸びている矢印が風の水平及び鉛直成分である。矢印の向きが風向を、長さが風速を表す。凡例として風速 20kt(10m/s)の風を表す矢印が図の隅に返かれている。水平面内の図(上の図)の黒の丸点は実験期間中地上に設置されたドップラーソーダの位置を表している。また、鉛直面内の図(下の図)には風早崎・乳が崎の稜線を描き加えてある。

各図の図(b)は推定された風の 3 成分を、図(c)は推定された風の水平成分の強さと方向を時歴データとして示している。これらのデータには、航空機が移動することにより、風の時間変動に加えて空間変動も含まれていることに注意する必要がある。

各図の図(d)は、飛行中のドルニエ機の指示対気速度、鉛直方向の加速度の変化を示しており、図(e)は、姿勢(バンク、ピッチ、ヘディング)の変化を示している。

飛行実験の結果から、12 月 10 日は以下のような風の状況であったと推定される。

- 高度 90m 以上では西南西約 40kt(21m/s)の定常風が存在した(図 12 ~ 18 の(a)~(c))
- 乳が崎の下流域 Y= 約 1,700 ~ 2,100m に大きな風の乱れの領域が存在した。乱れは低高度で大きく、高度 120m 以下では複数個の大きな渦ができていたと考えられる。この領域では、水平方向の風速が約 40kt(21m/s)から 10kt(5m/s)以下に激減し、上下風もプラスマイナス 20kt(10m/s)近くに達した(図 12、14 ~ 18 の(a)~(c))。逆に、高度 150m 以上では風速変動が半分以下になり、乱れは急激に小さくなった(図 13(a)~(c))
- 乳が崎下流の乱れた領域を通過する際、航空機の指示対

気速度は瞬間的に 20 ~ 30kt(10 ~ 15m/s)低下し、姿勢角、特にバンク角が大きく変化した。鉛直加速度も瞬間的に 2g 以上を記録した(図 12、14 ~ 18 の(d),(e))。また、強い西風成分がなくなるため、飛行軌跡が乳が崎寄り大きくずれるケースが目立った(図 14、15 の(a))。高度についても 30m 以上降下したケースも見られた(図 14(a))

4.2 ドップラーソーダ計測結果との比較

ドルニエ機による風擾乱計測結果の妥当性を確認するために、飛行実験期間中に伊豆大島空港北側に設置(図 8)されていたドップラーソーダによる風計測結果と飛行実験結果を比較した。ドップラーソーダは、音響パルスを大気中の 3 方向に送信し、その散乱波(反射波)を解析することで上空の風向・風速の計測を行う装置である(図 19)。ドップラーソーダの主要仕様を表 6 に示す。実験期間中は、地上から上空 400m までの 10 個の各層の水平風速、鉛直風速、乱れの強さを 15 秒毎に計測し、原則として毎日 7 時から 19 時まで計測を実施した。ドップラーソーダの計測結果と比較する飛行実験結果としては、12 月 10、11 日のフライトよりドップラーソーダ近傍を飛行した 6 ケースを選定した。ドップラーソーダ上空を飛行する Level 4 の飛行が主であり、どのケースも水平位置でドップラーソーダの 30m 以内を通過している。

図 20 に比較結果を示す。各図は、風の水平成分の風向・風速を示している。図中の十字の点は、飛行実験により推定された風を表す。これに対し、丸点はドップラーソーダで計測された風である。両者を比較すると、風速はほぼ 5kt(2.6m/s)以内の誤差で一致し、風向のずれは最大でも 20

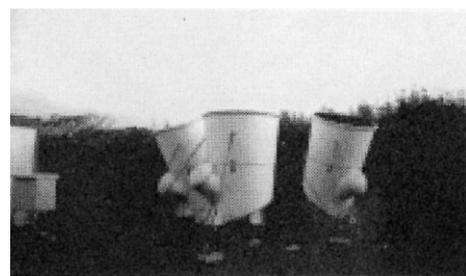
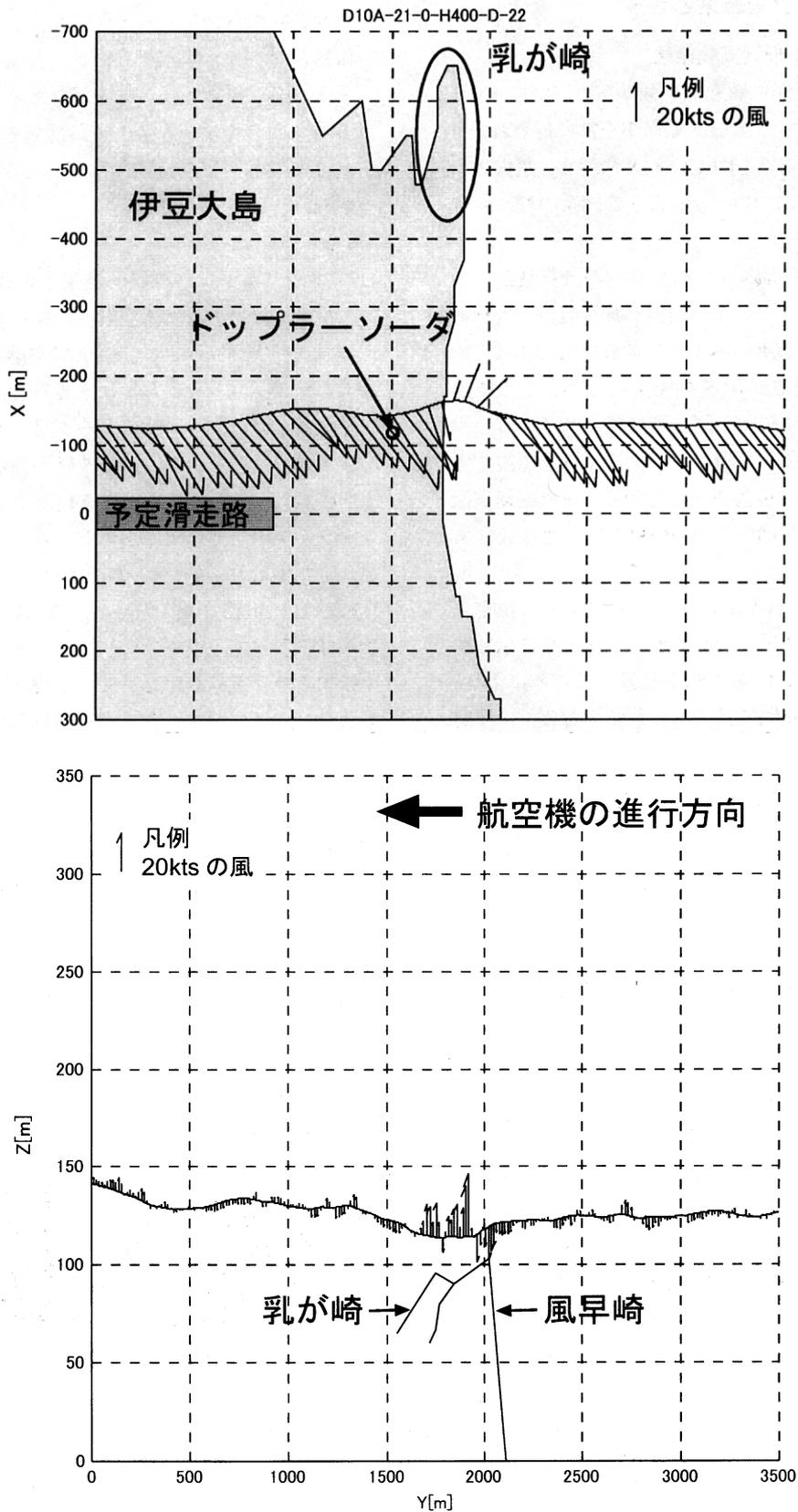


図 19 ドップラーソーダ

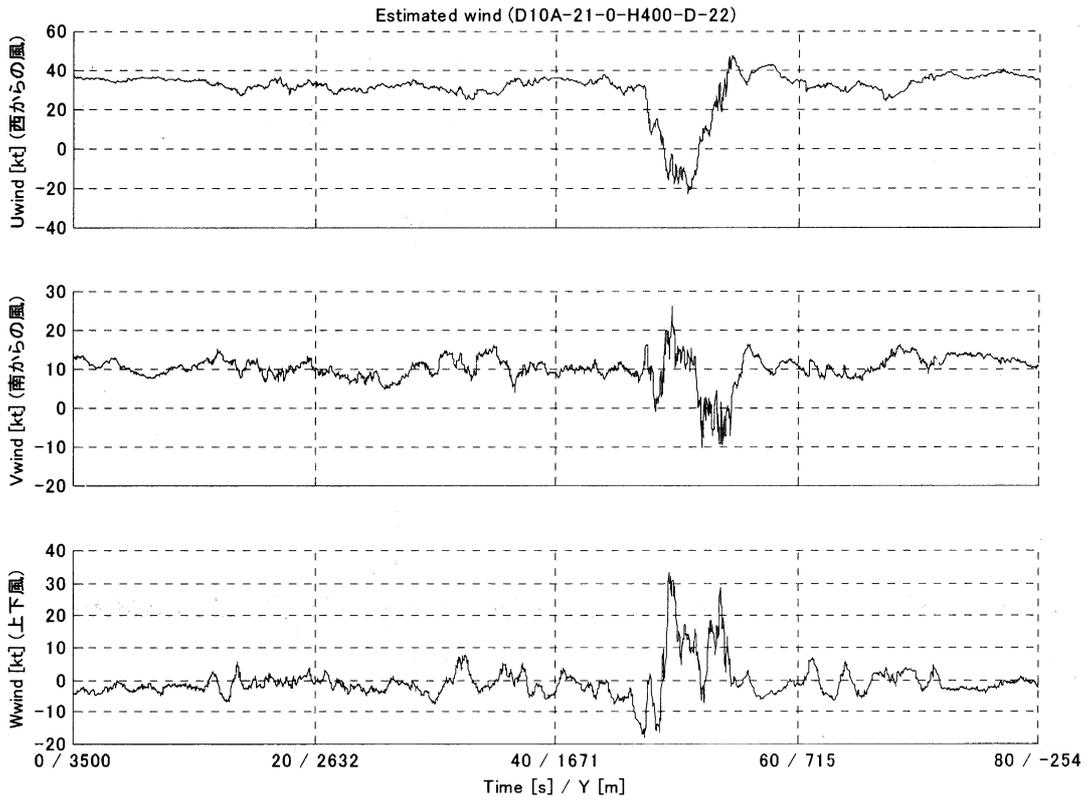
表 6 ドップラーソーダの仕様

送信周波数	2,400 Hz
送信出力	900 W
送信間隔	5 秒(15 秒 / データ)
計測高度	10 高度 (対地高度 30, 50, 75, 100, 150, 200, 250, 300, 350, 400 m)
演算精度	水平成分 : 0.3m/s または風速の 5% 鉛直成分 : 0.2m/s または風速の 2%

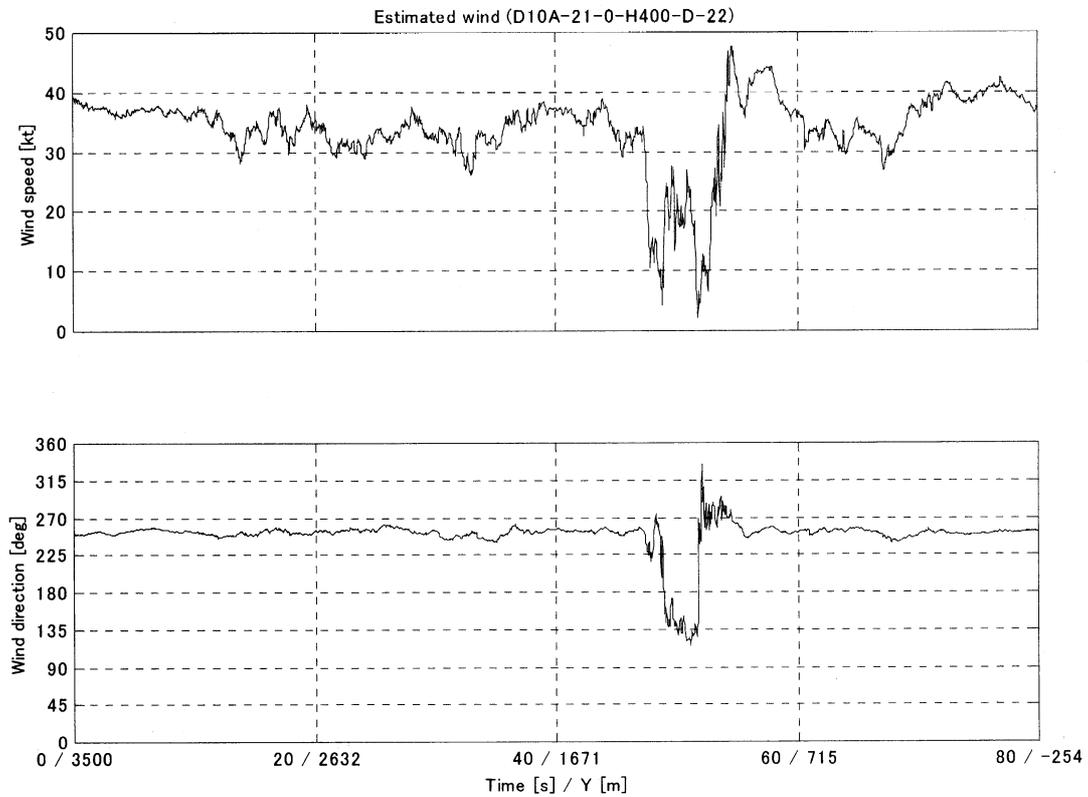


(a) 飛行軌跡と推定された風

図 12 ドップラーソーダ上空の飛行(高度 400ft)

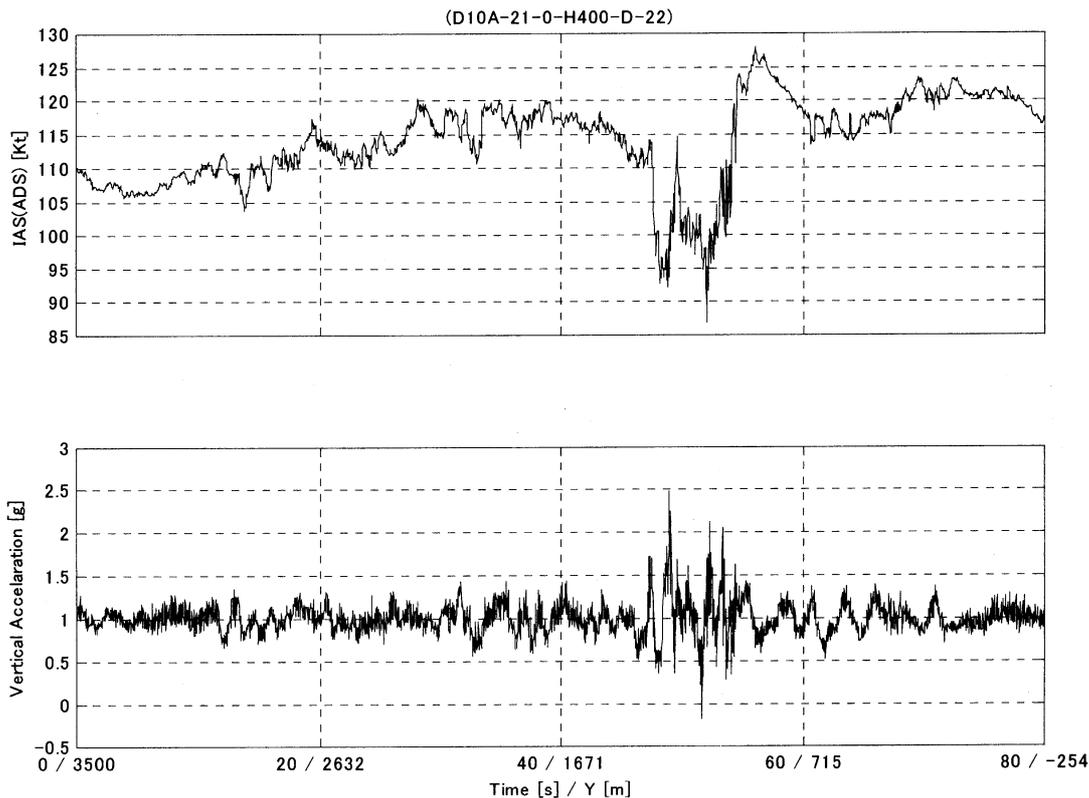


(b) 推定された風(3成分)

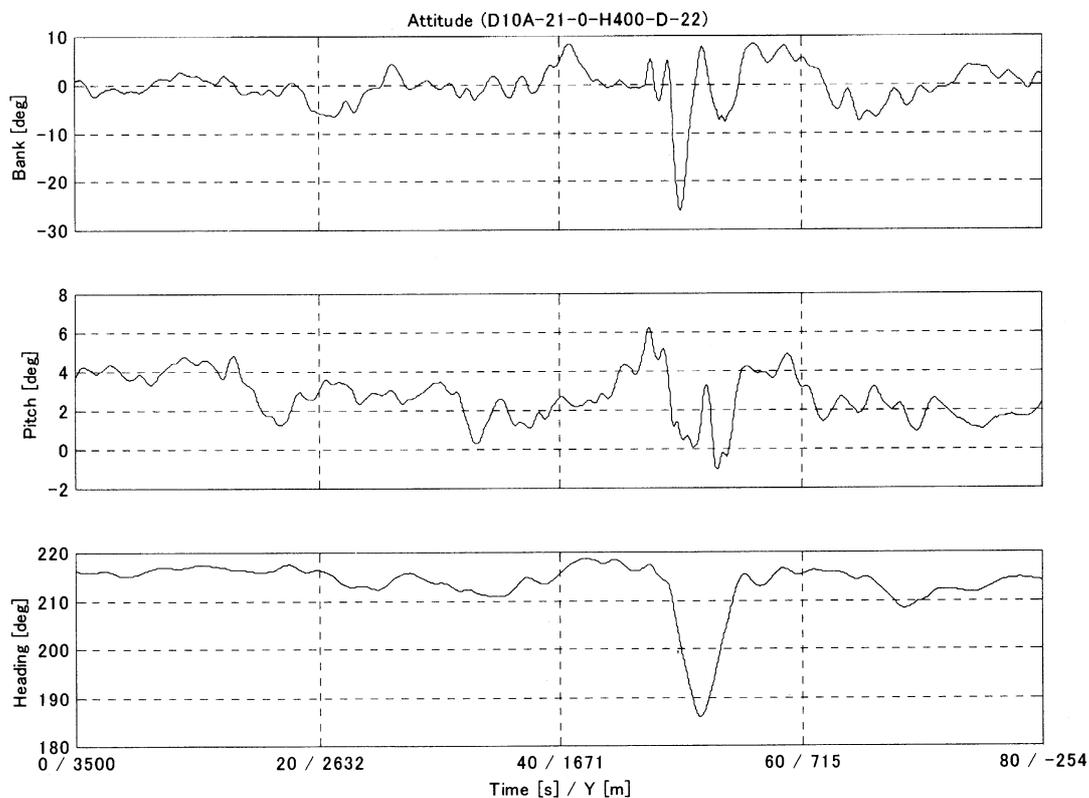


(c) 推定された風(水平成分の強さと方向)

図 12 ドップラーソーダ上空の飛行(高度 400ft)

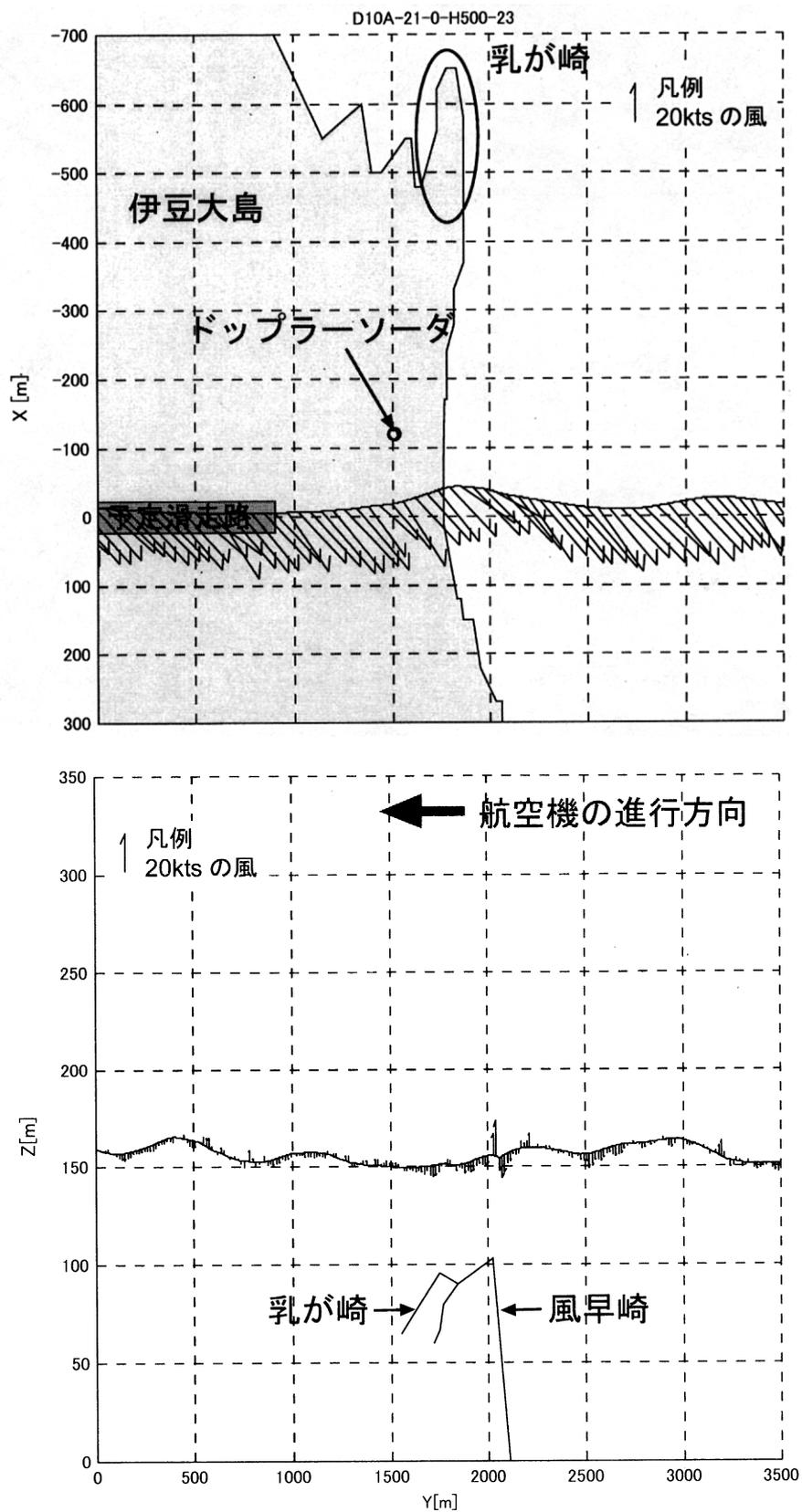


(d) 航空機の指示対気速度と鉛直方向加速度



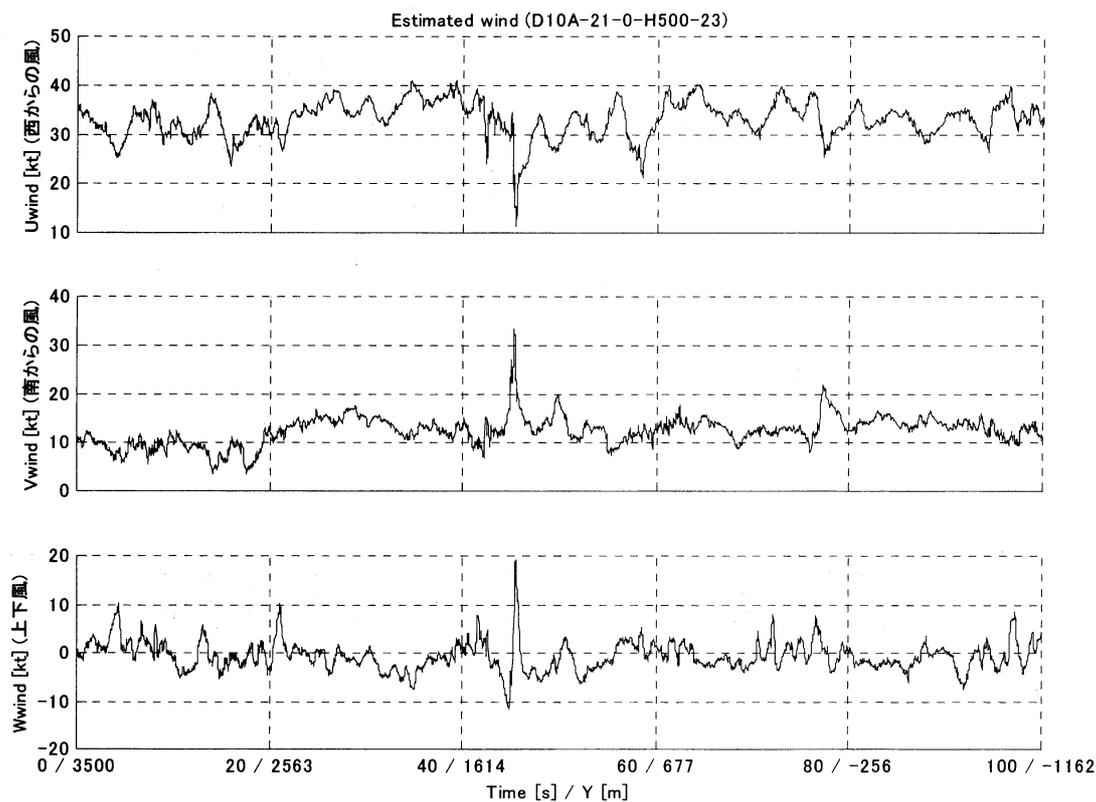
(e) 航空機の姿勢変化

図 12 ドップラーソーダ上空の飛行(高度 400ft)

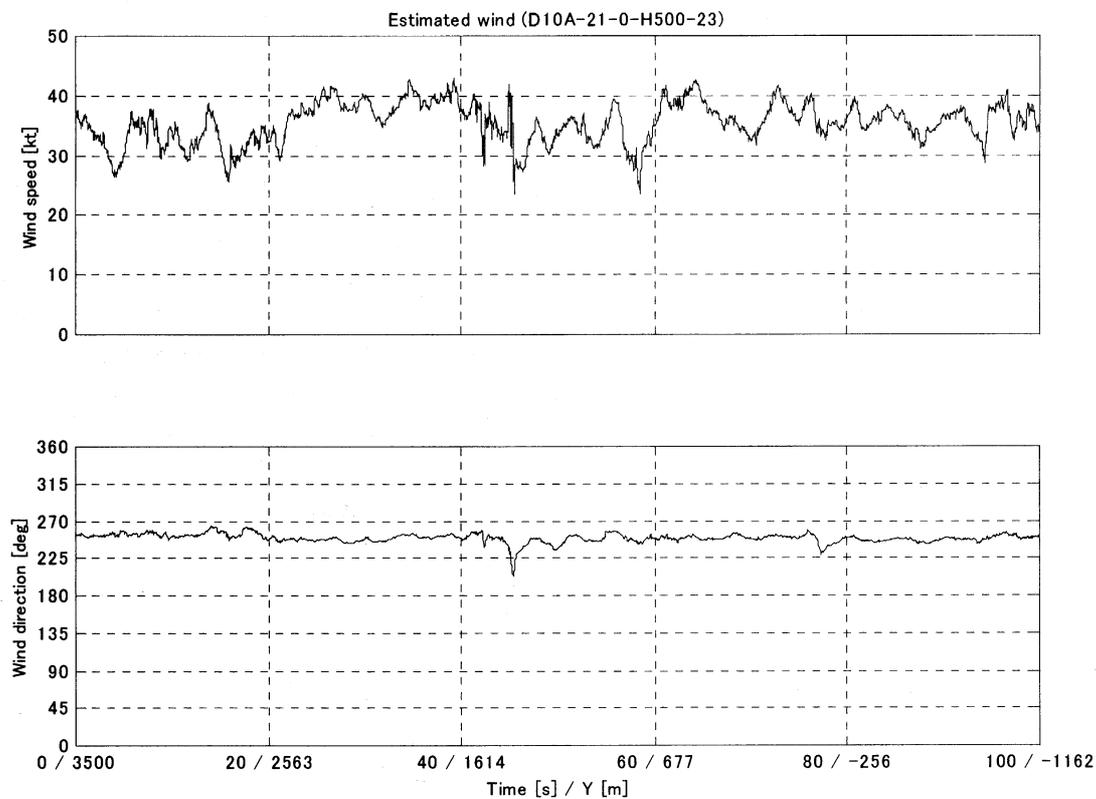


(a) 飛行軌跡と推定された風

図 13 予定滑走路上空の飛行(高度 500ft)

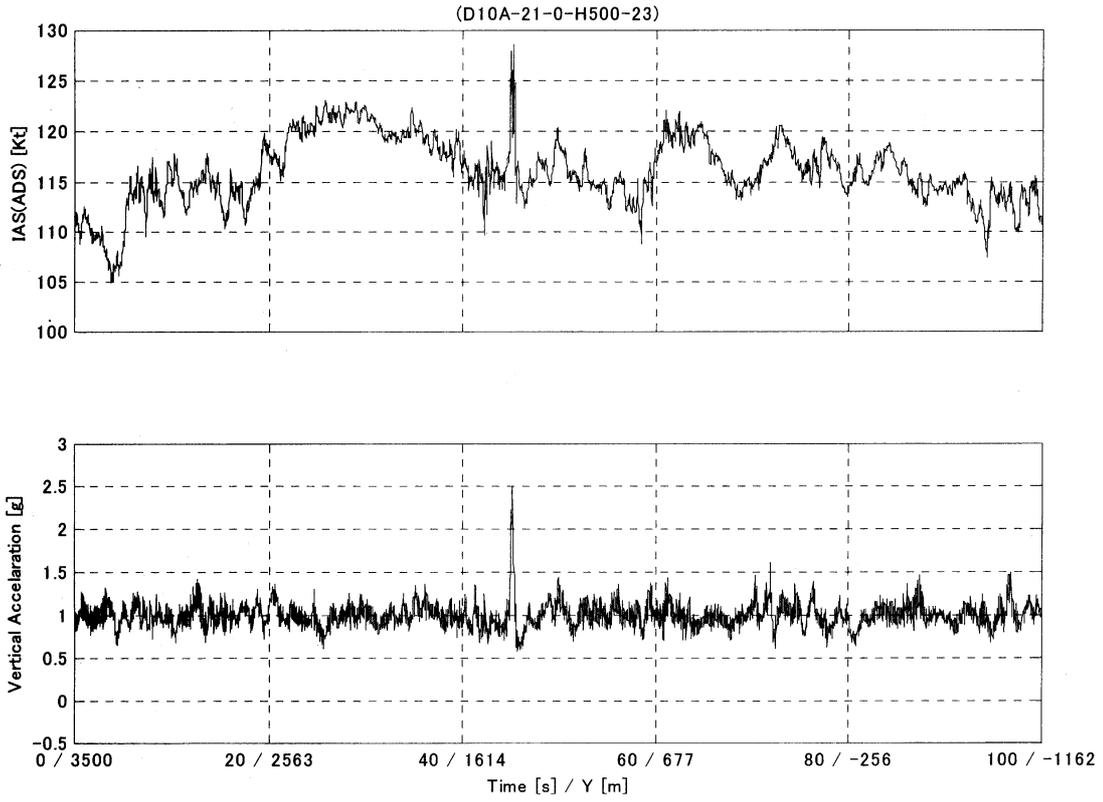


(b) 推定された風(3成分)

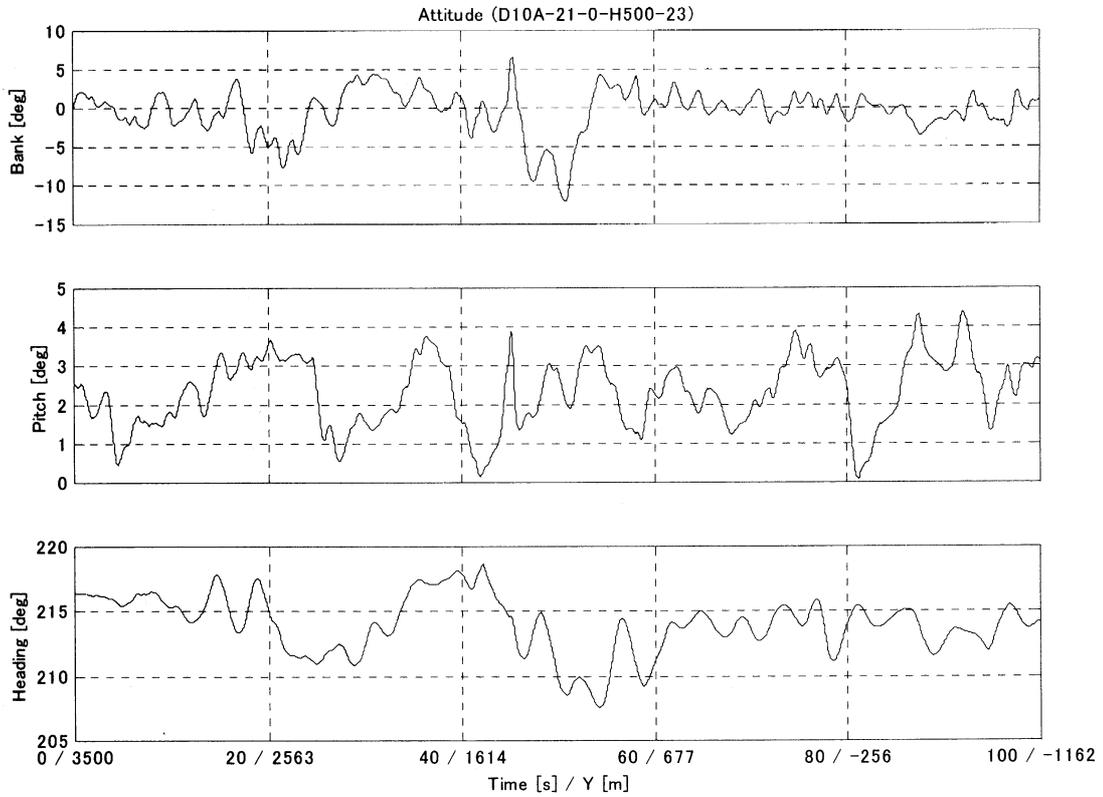


(c) 推定された風(水平成分の強さと方向)

図 13 予定滑走路上空の飛行(高度 500ft)

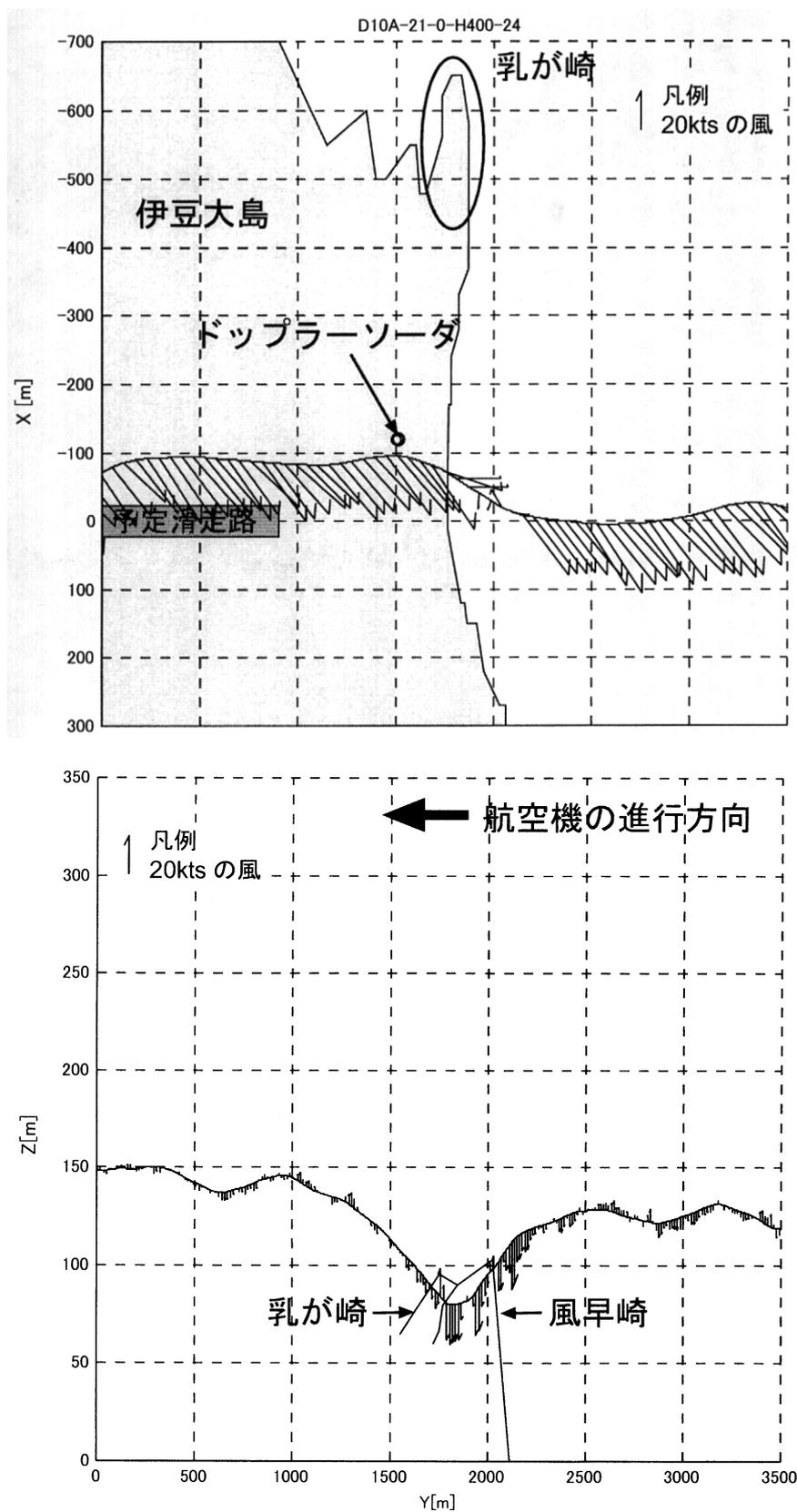


(d) 航空機の指示対気速度と鉛直方向加速度



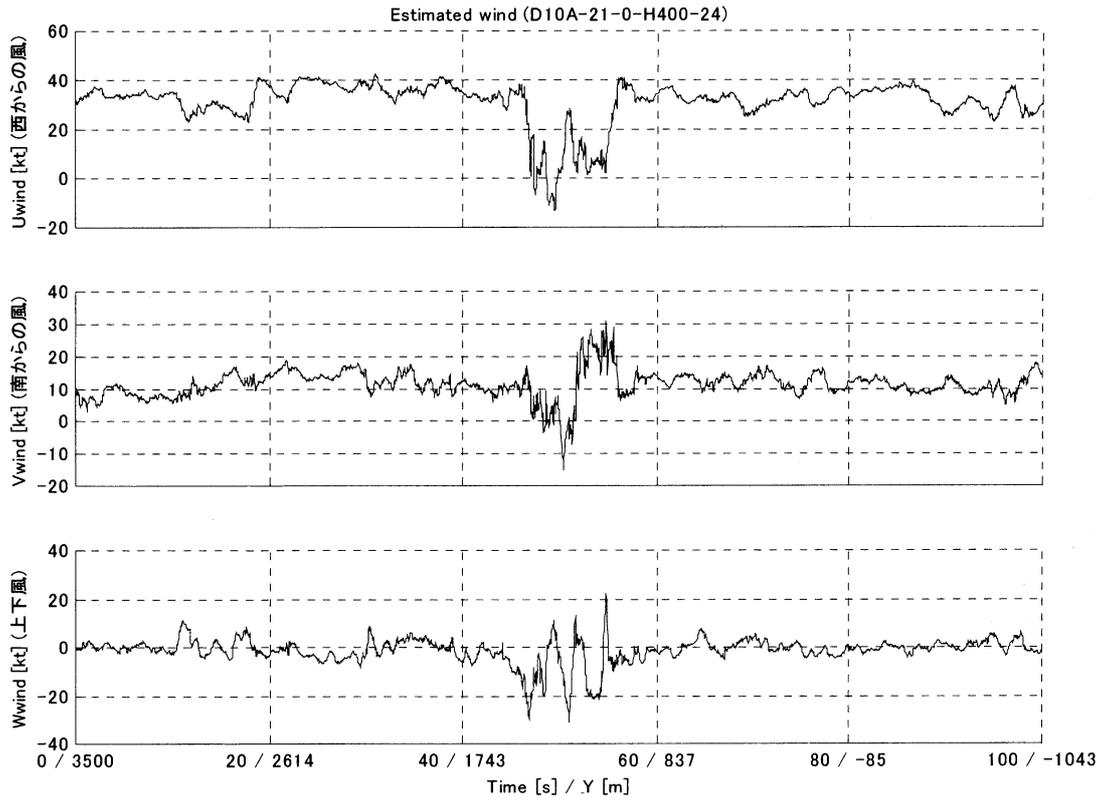
(e) 航空機の姿勢変化

図 13 予定滑走路上空の飛行(高度 500ft)

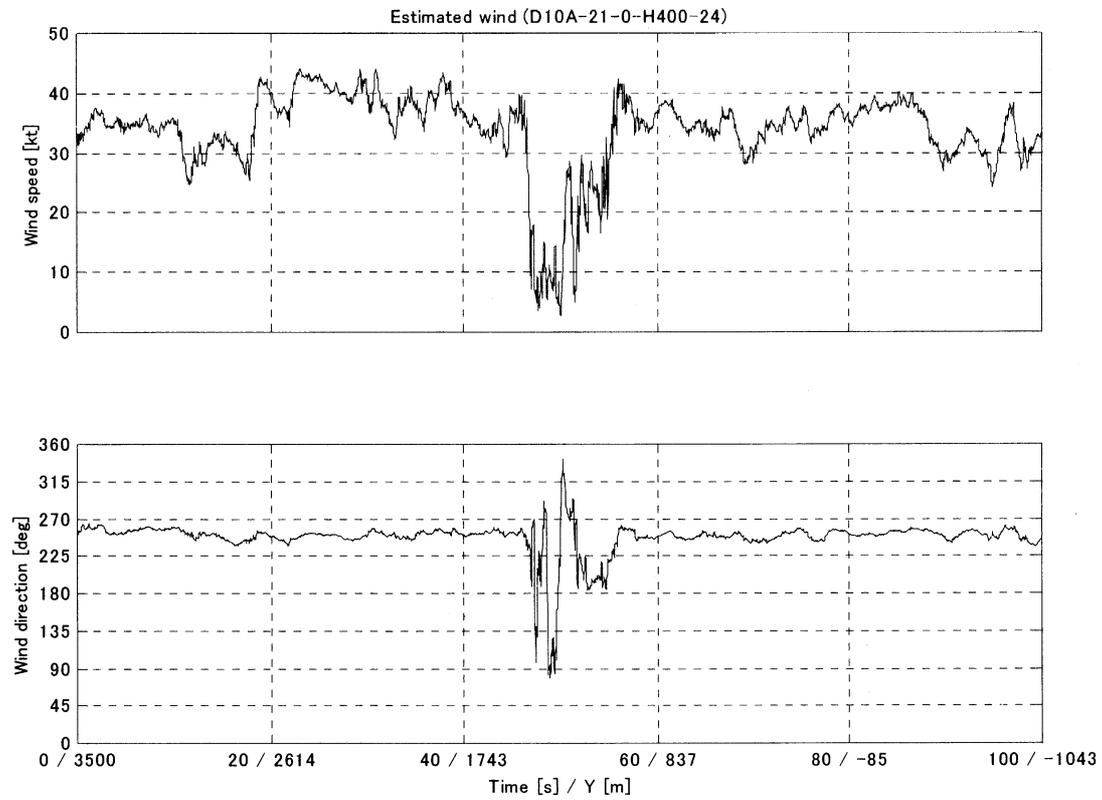


(a) 飛行軌跡と推定された風

図 14 予定滑走路上空の飛行(高度 400ft)

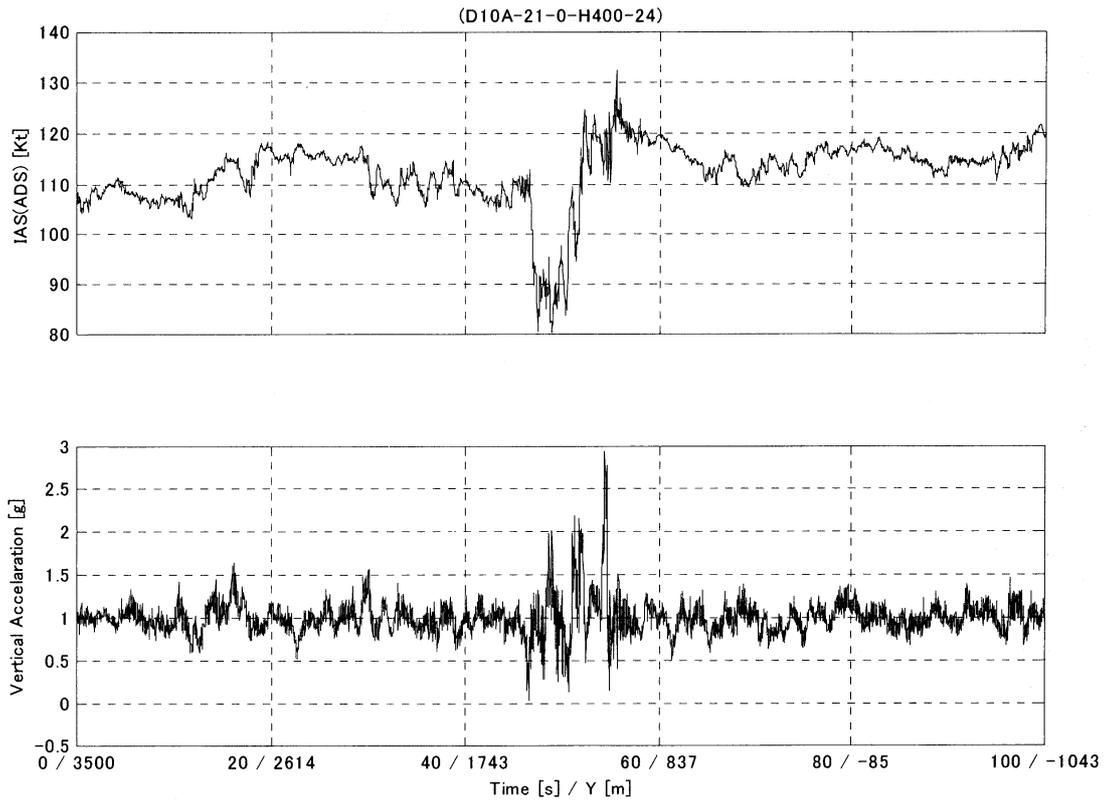


(b) 推定された風(3成分)

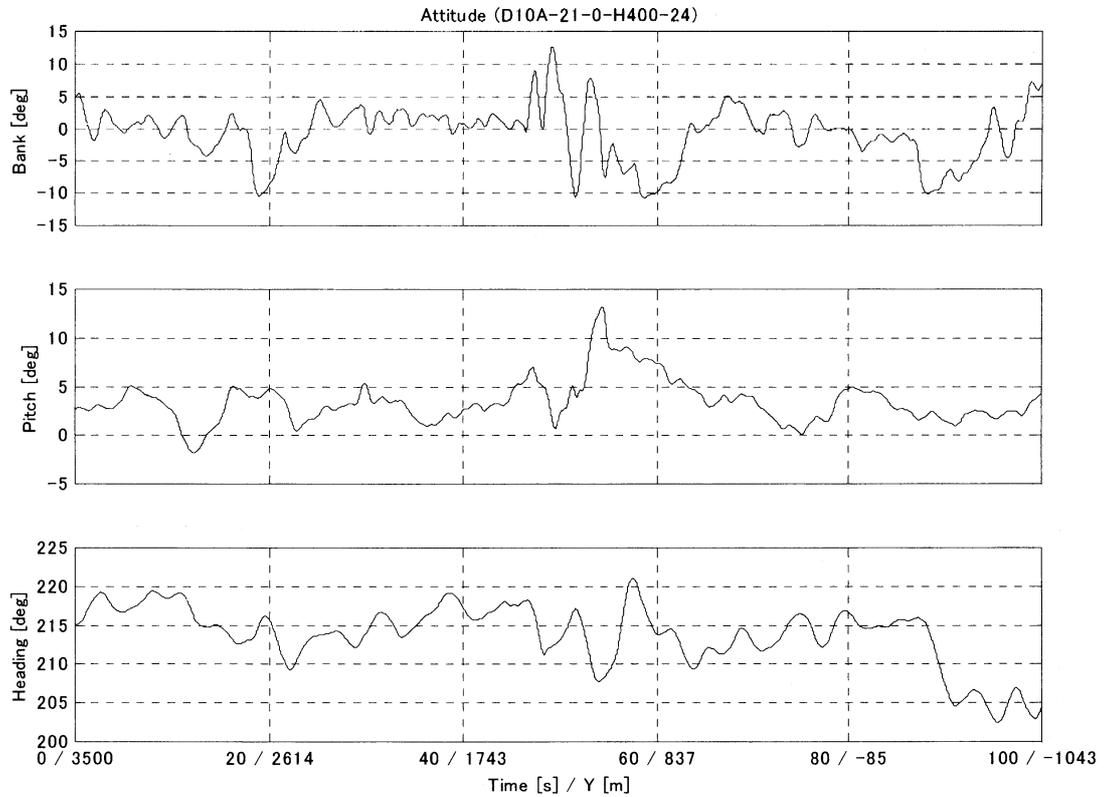


(c) 推定された風(水平成分の強さと方向)

図 14 予定滑走路上空の飛行(高度 400ft)

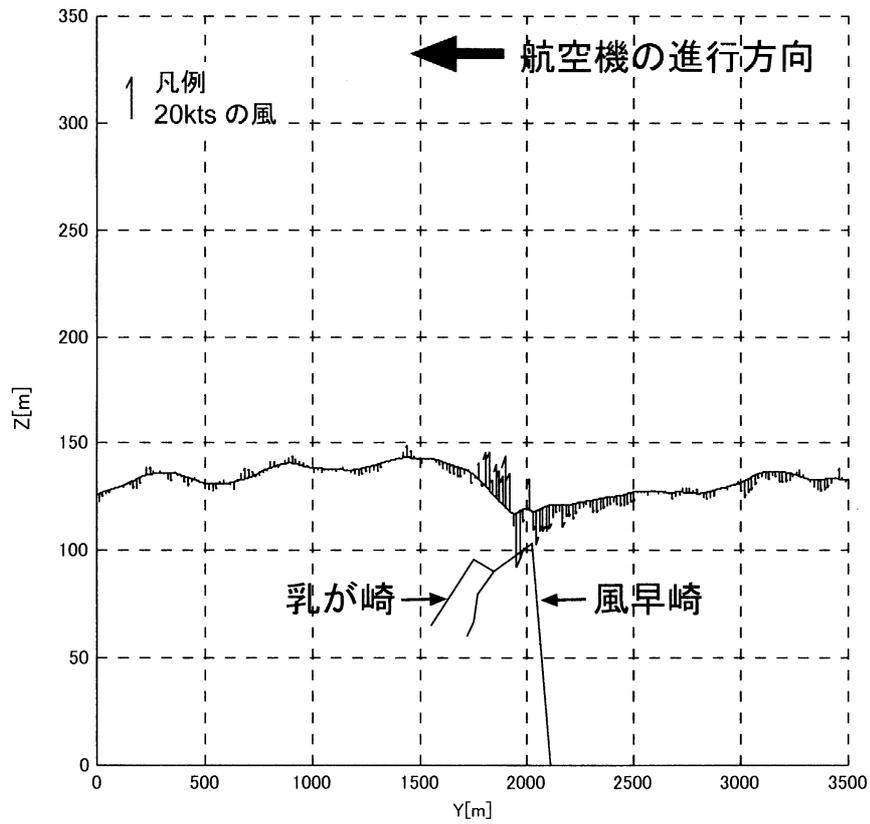
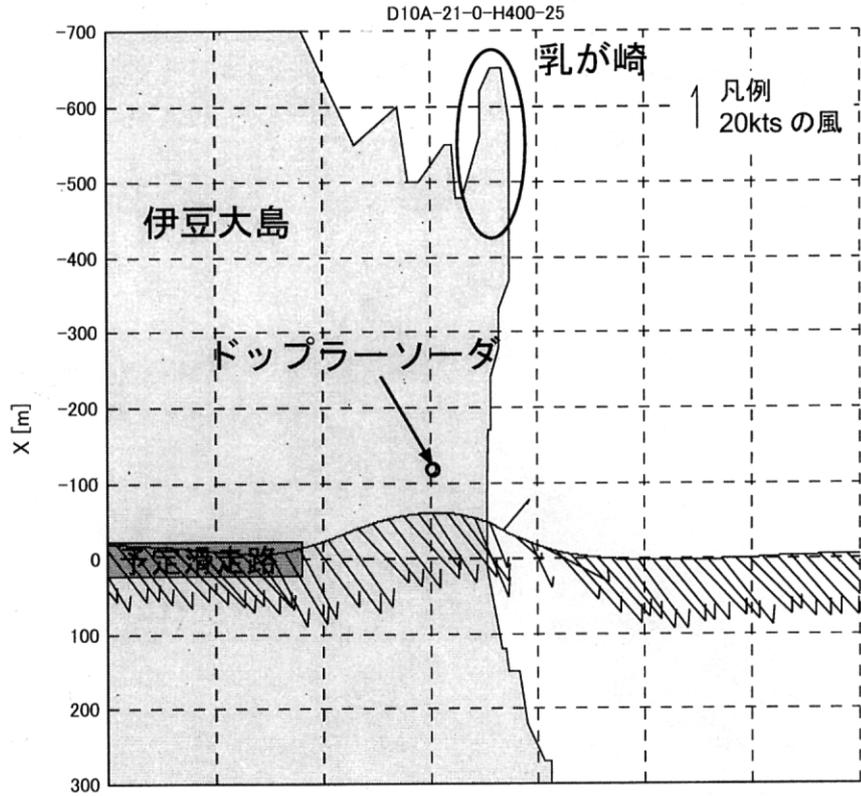


(d) 航空機の指示対気速度と鉛直方向加速度



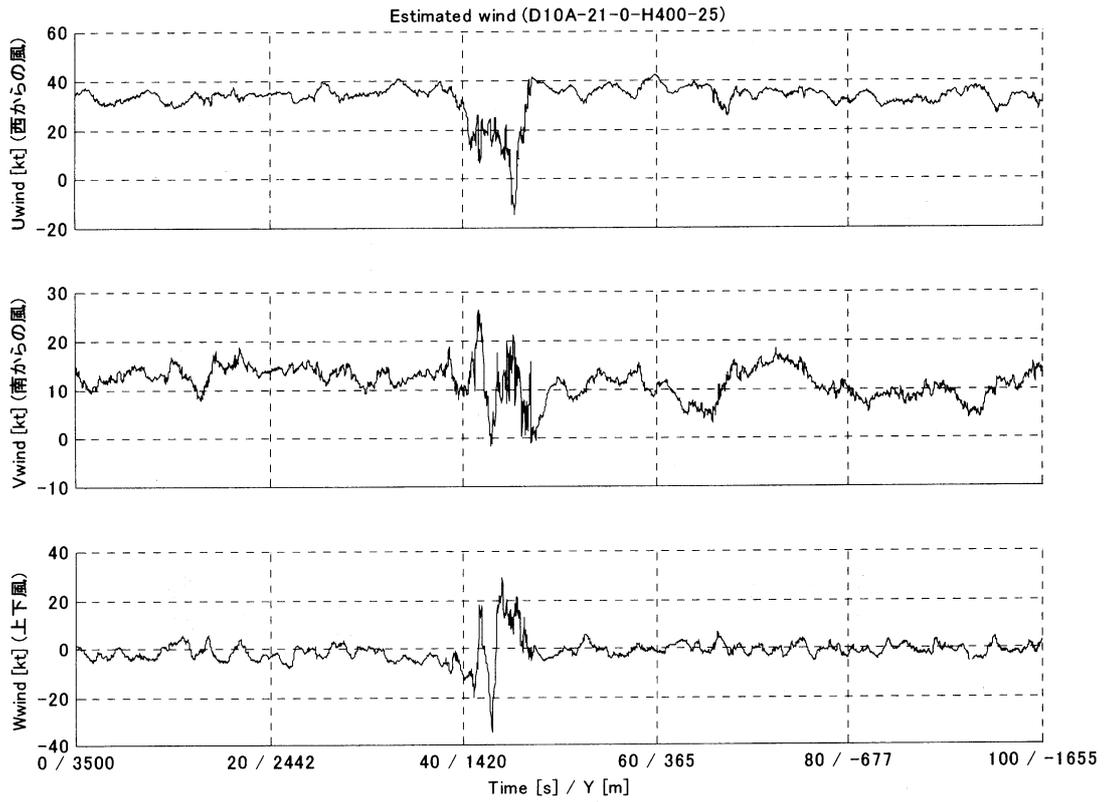
(e) 航空機の姿勢変化

図 14 予定滑走路上空の飛行(高度 400ft)

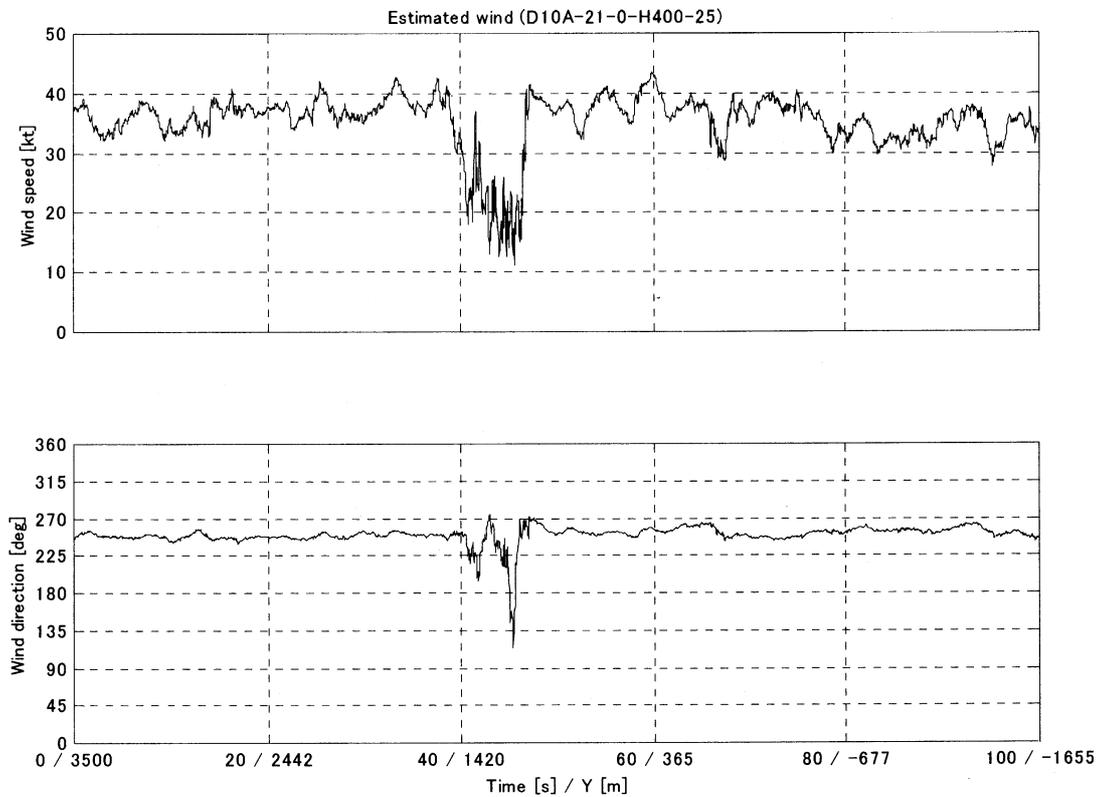


(a) 飛行軌跡と推定された風

図 15 予定滑走路上空の飛行(高度 400ft)

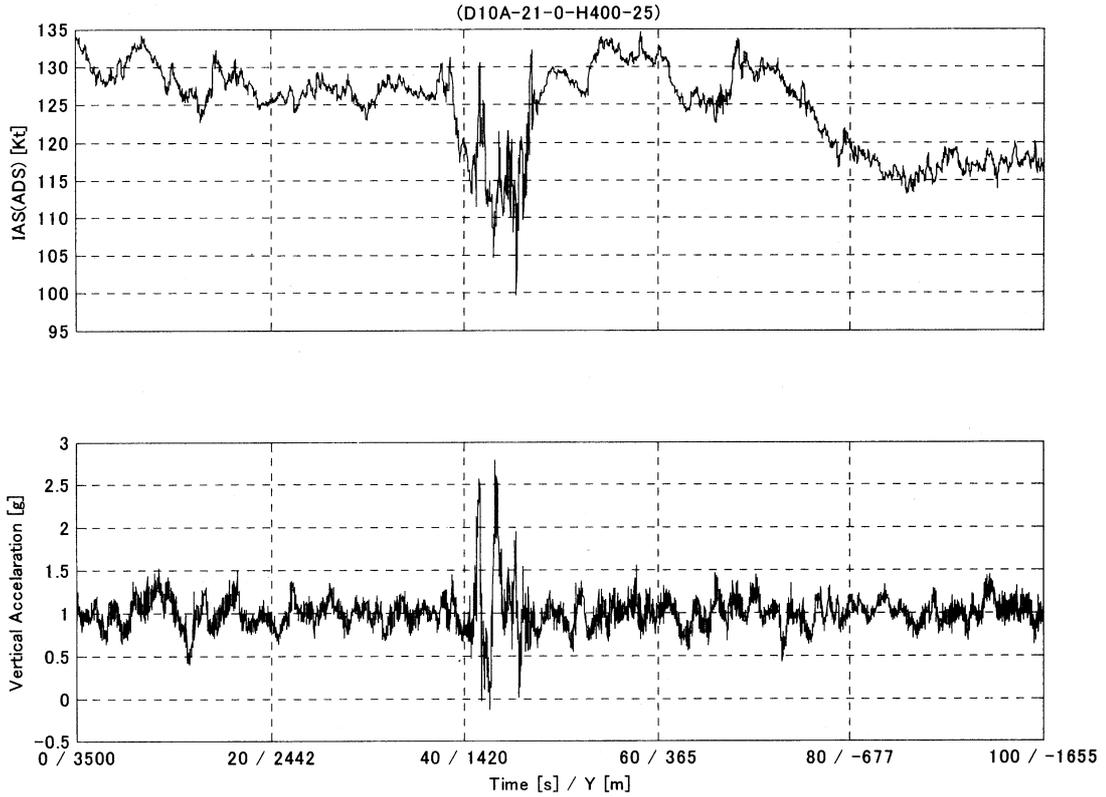


(b) 推定された風(3成分)

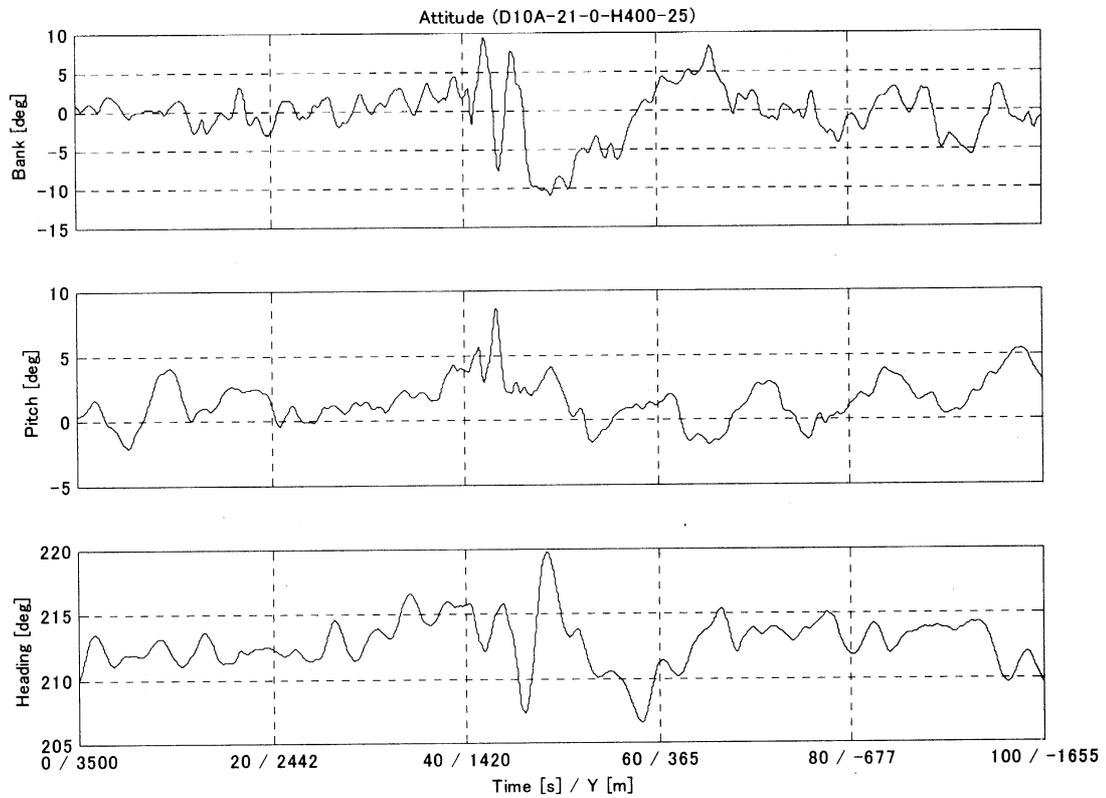


(c) 推定された風(水平成分の強さと方向)

図 15 予定滑走路上空の飛行(高度 400ft)

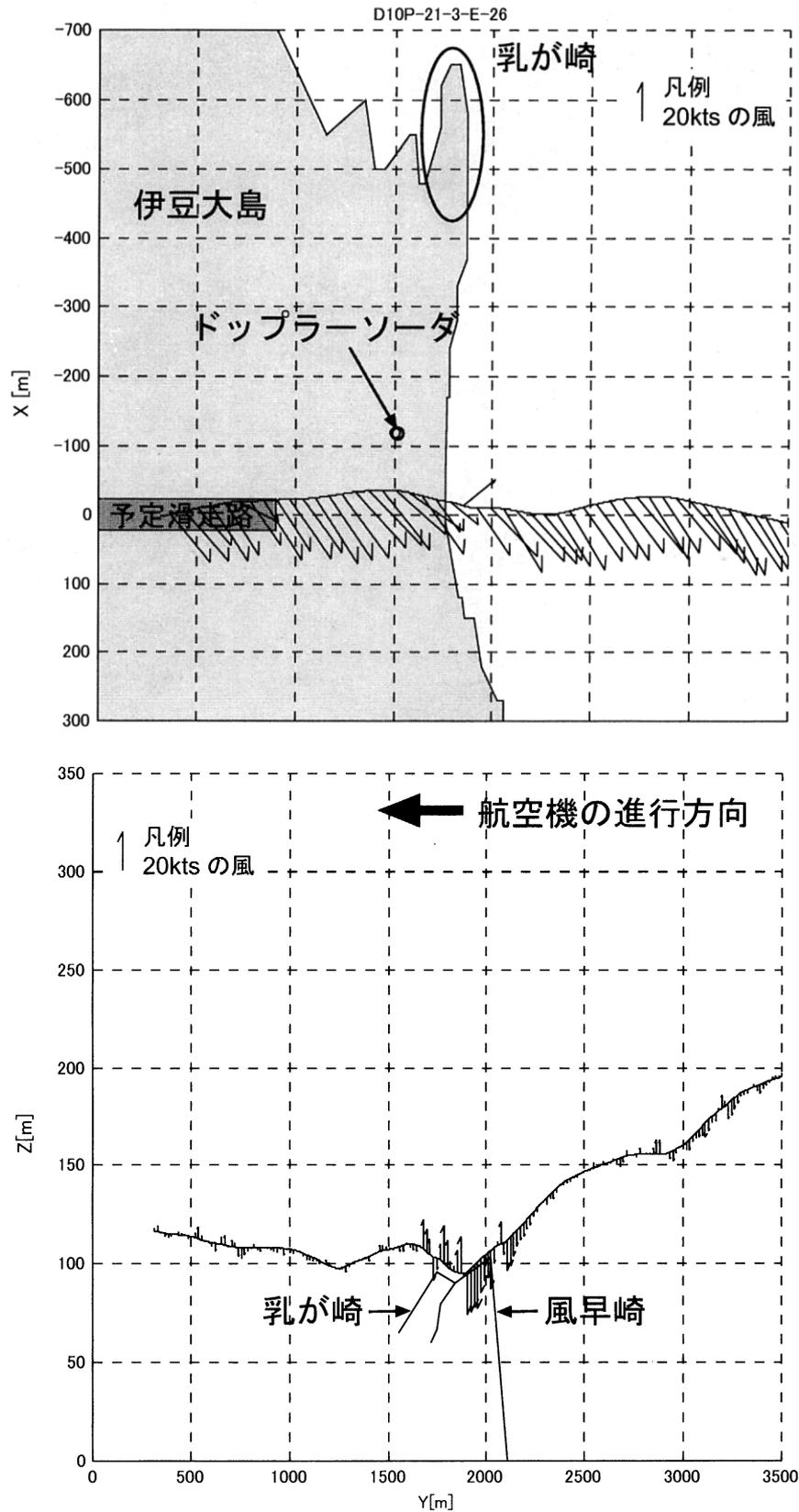


(d) 航空機の指示対気速度と鉛直方向加速度



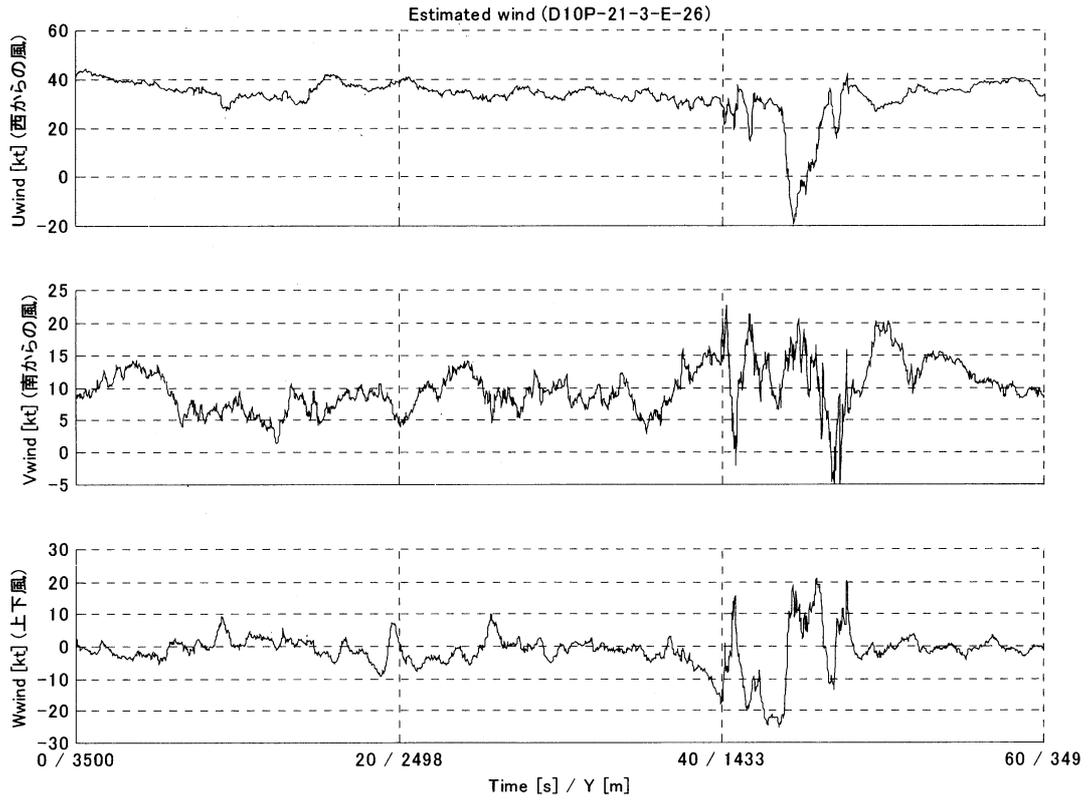
(e) 航空機の姿勢変化

図 15 予定滑走路上空の飛行(高度 400ft)

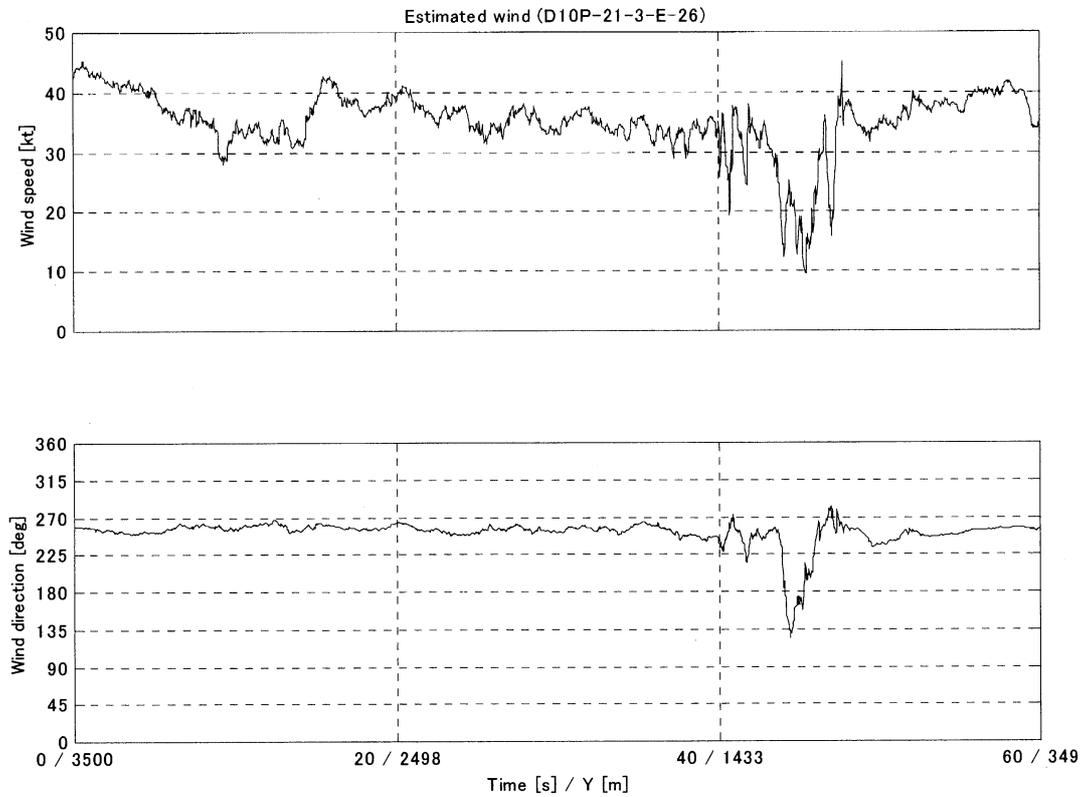


(a) 飛行軌跡と推定された風

図 16 予定滑走路への着陸進入(高度 1,000 300ft)

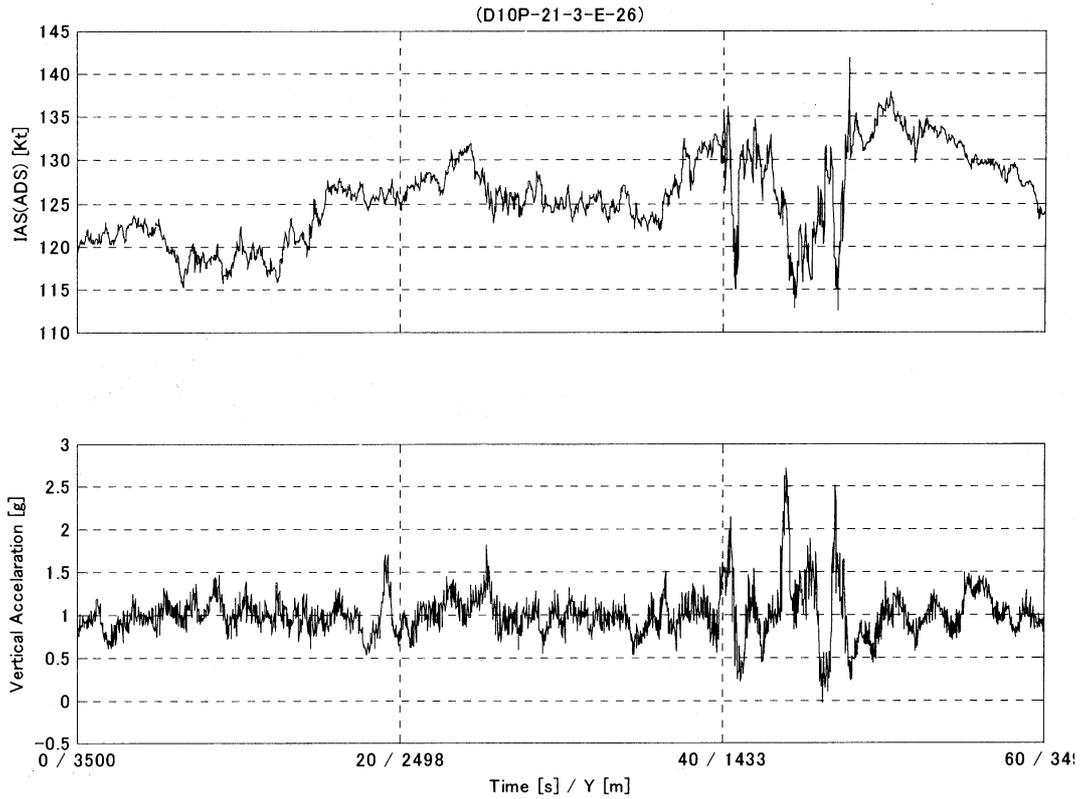


(b) 推定された風(3成分)

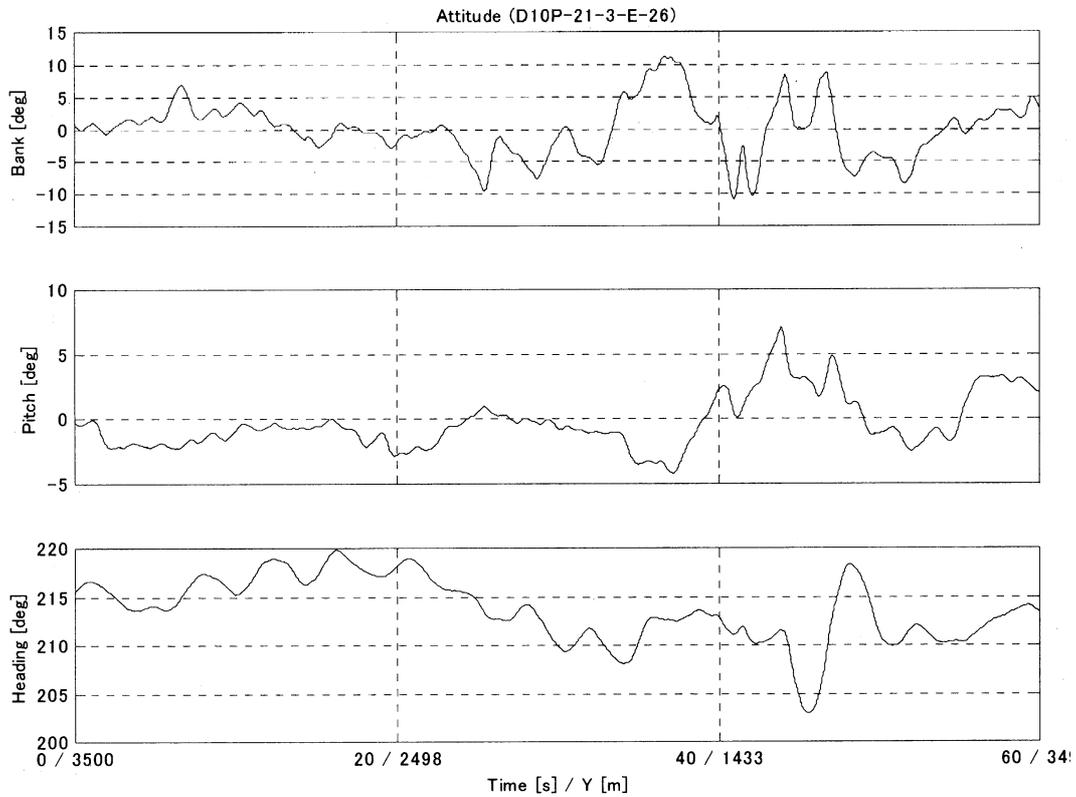


(c) 推定された風(水平成分の強さと方向)

図 16 予定滑走路への着陸進入(高度 1,000 300ft)

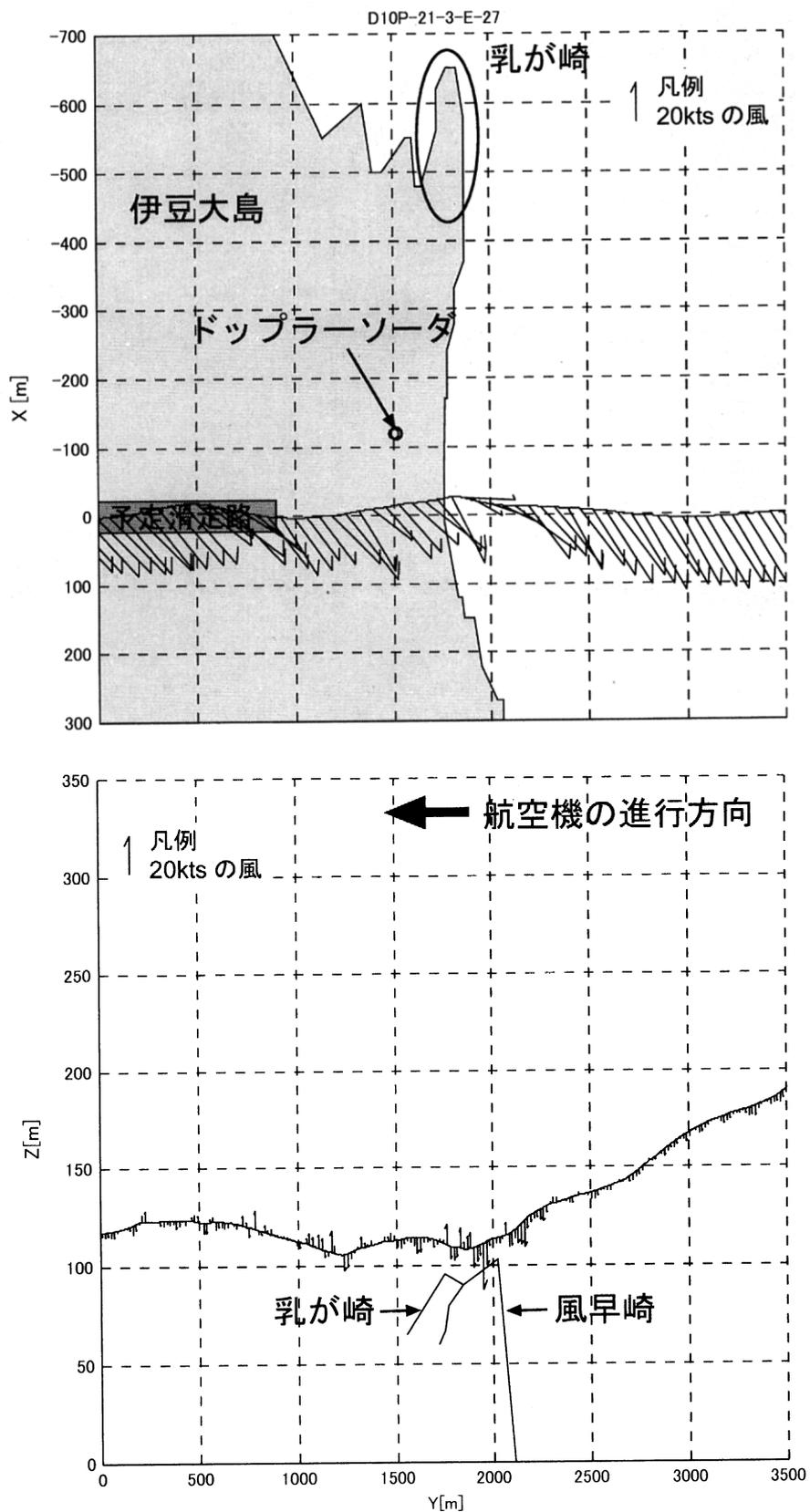


(d) 航空機の指示対気速度と鉛直方向加速度



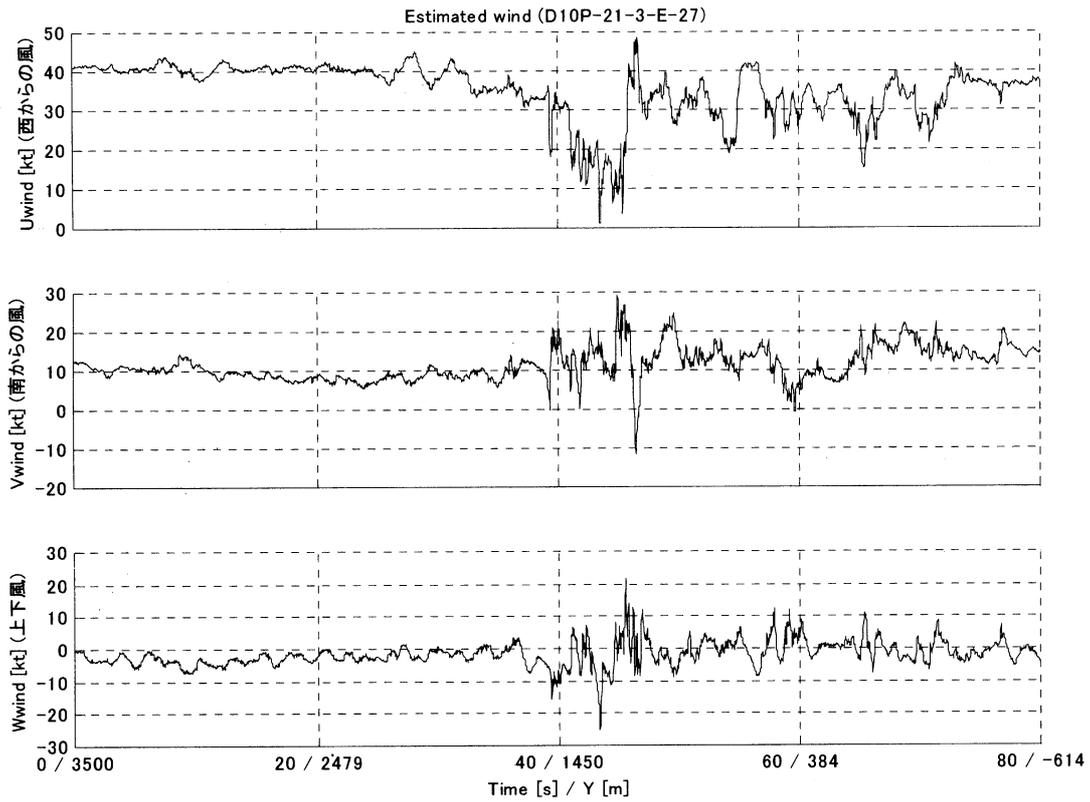
(e) 航空機の姿勢変化

図 16 予定滑走路への着陸進入(高度 1,000 300ft)

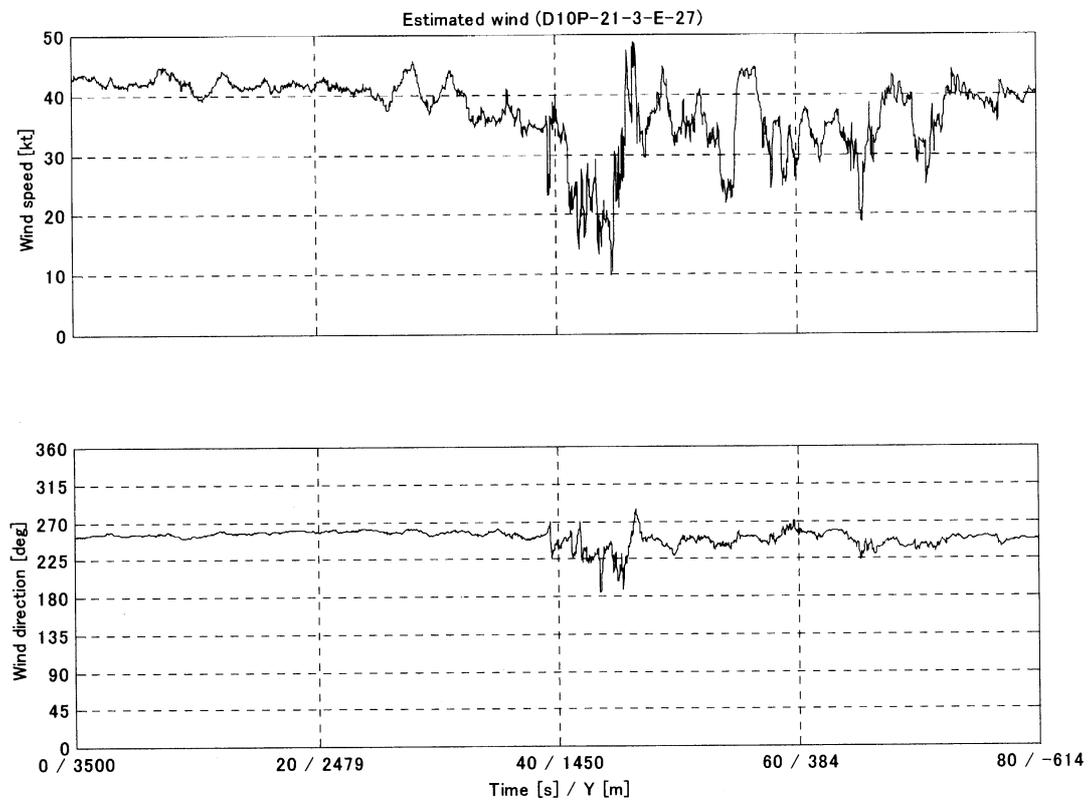


(a) 飛行軌跡と推定された風

図 17 予定滑走路への着陸進入(高度 1,000 300ft)

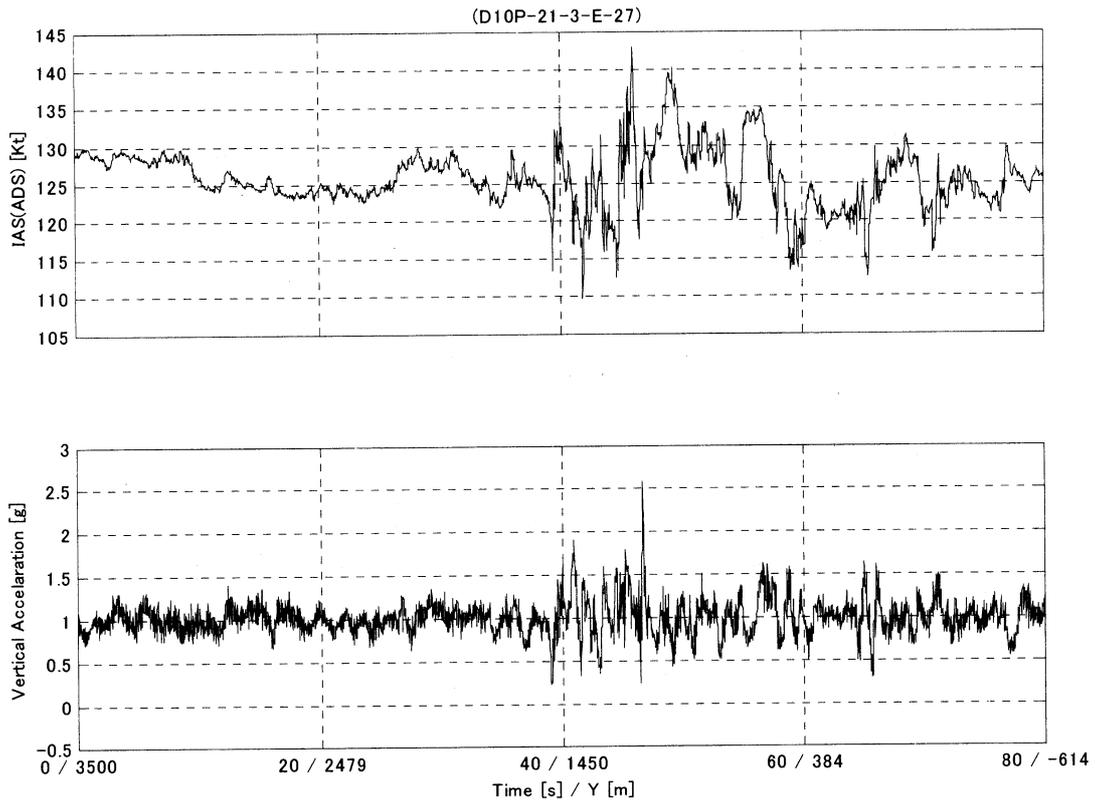


(b) 推定された風(3成分)

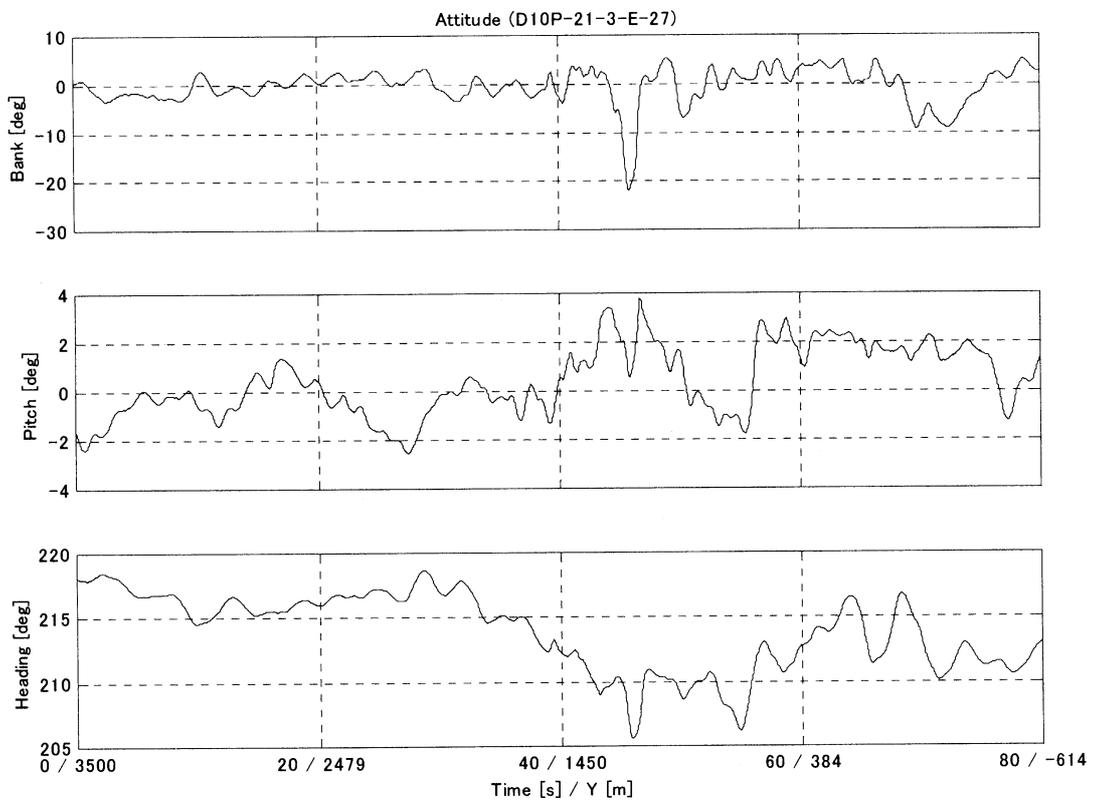


(c) 推定された風(水平成分の強さと方向)

図 17 予定滑走路への着陸進入(高度 1,000 300ft)



(d) 航空機の指示対気速度と鉛直方向加速度



(e) 航空機の姿勢変化

図 17 予定滑走路への着陸進入(高度 1,000 300ft)

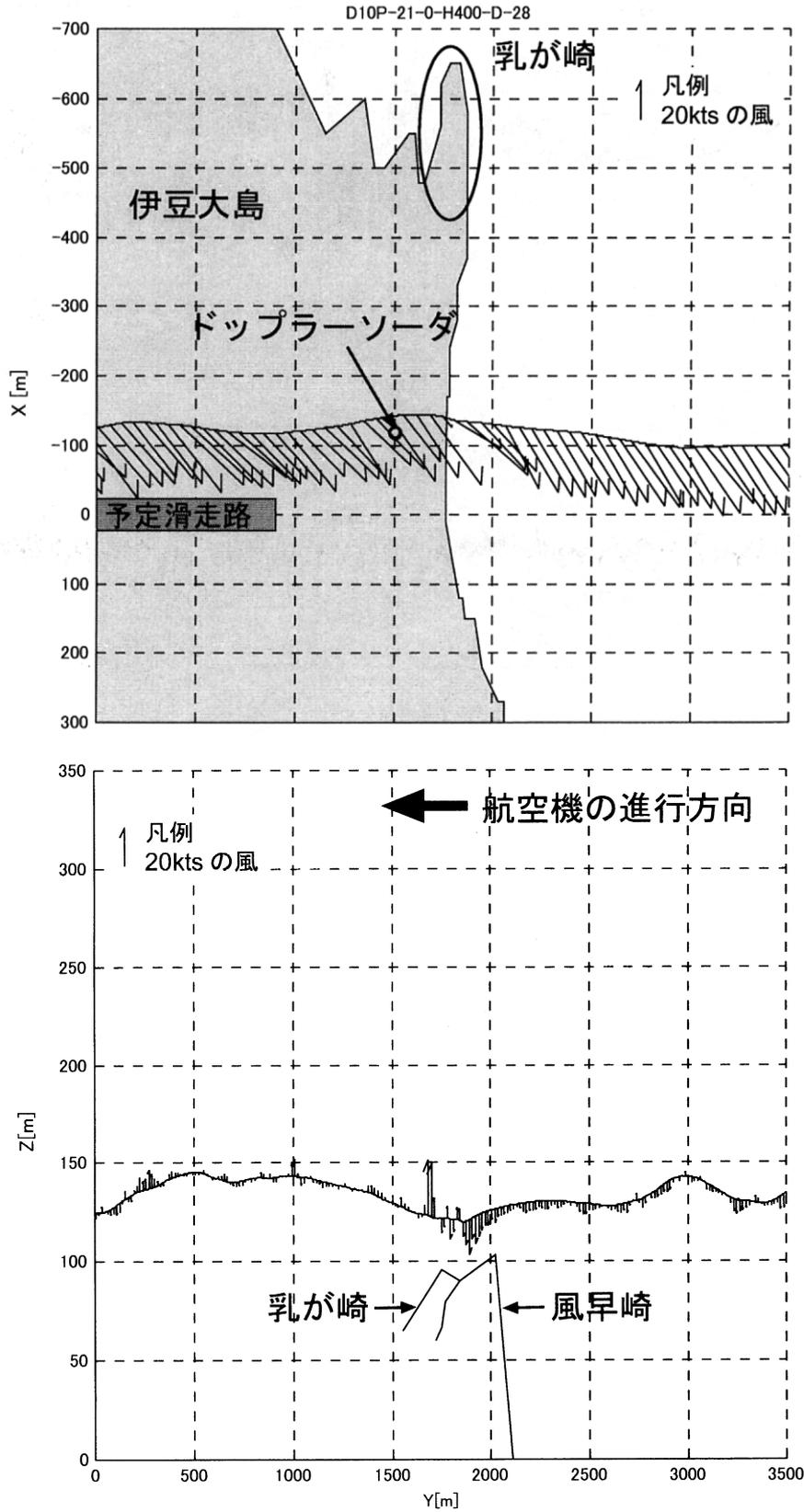
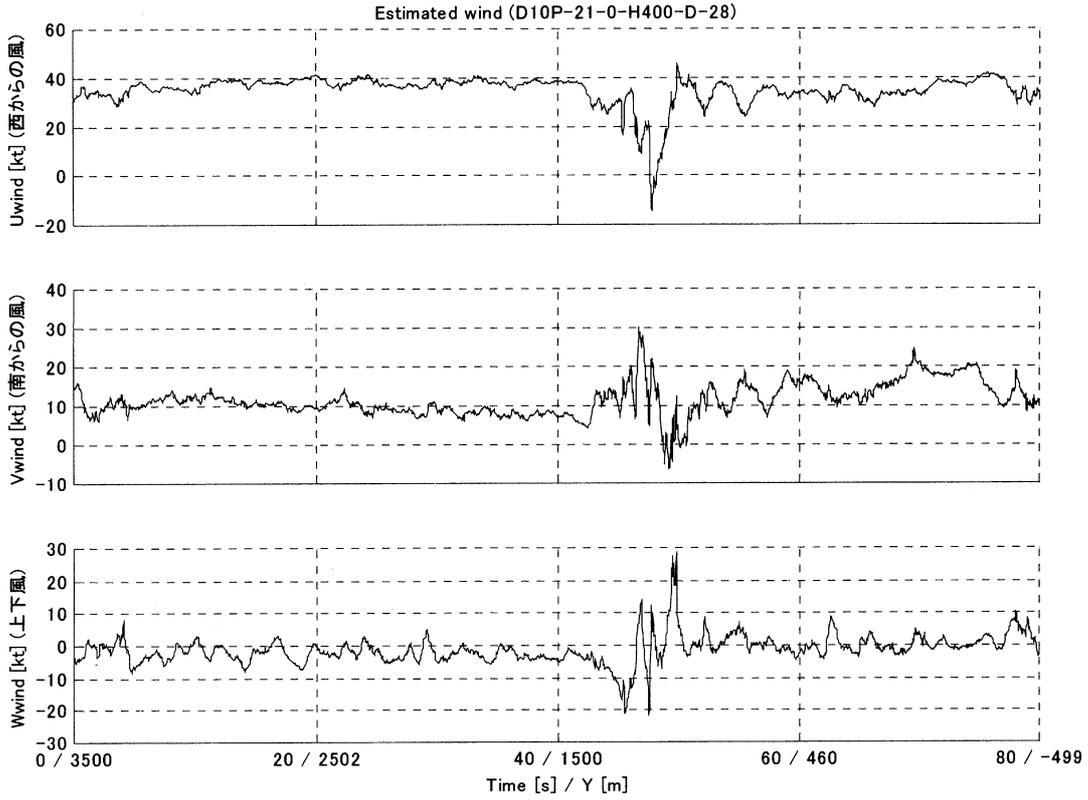
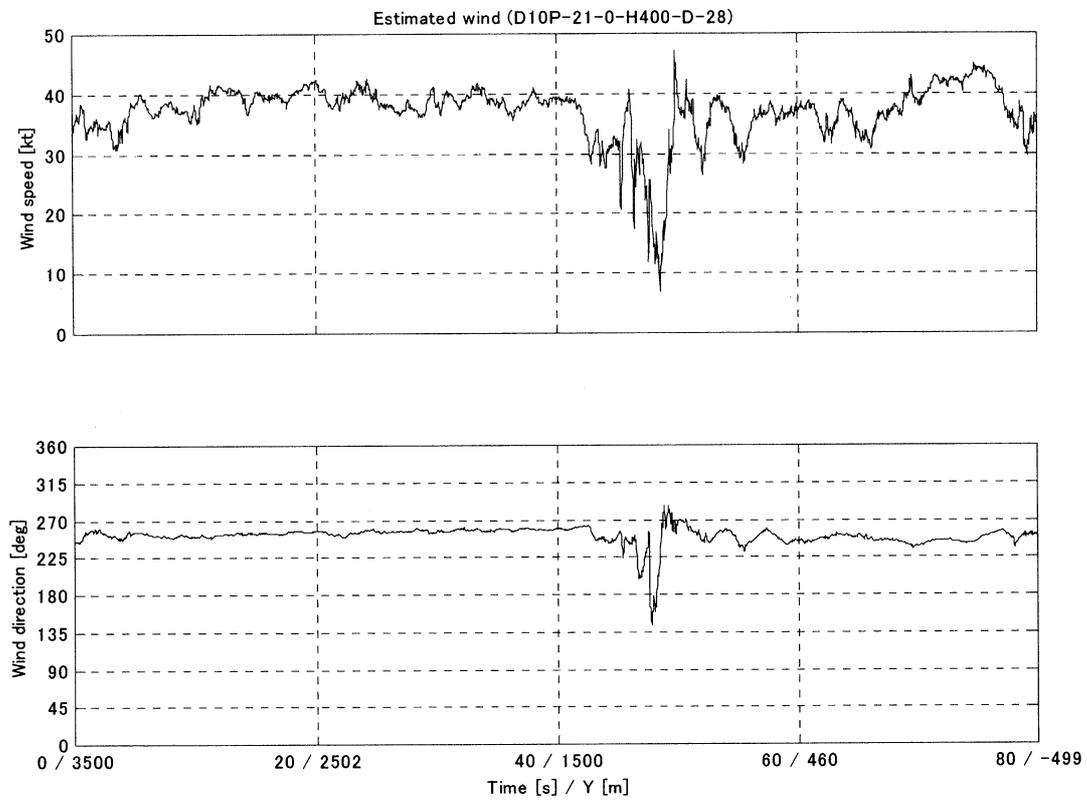


図 18 ドップラーソーダ上空の飛行(高度 400ft)

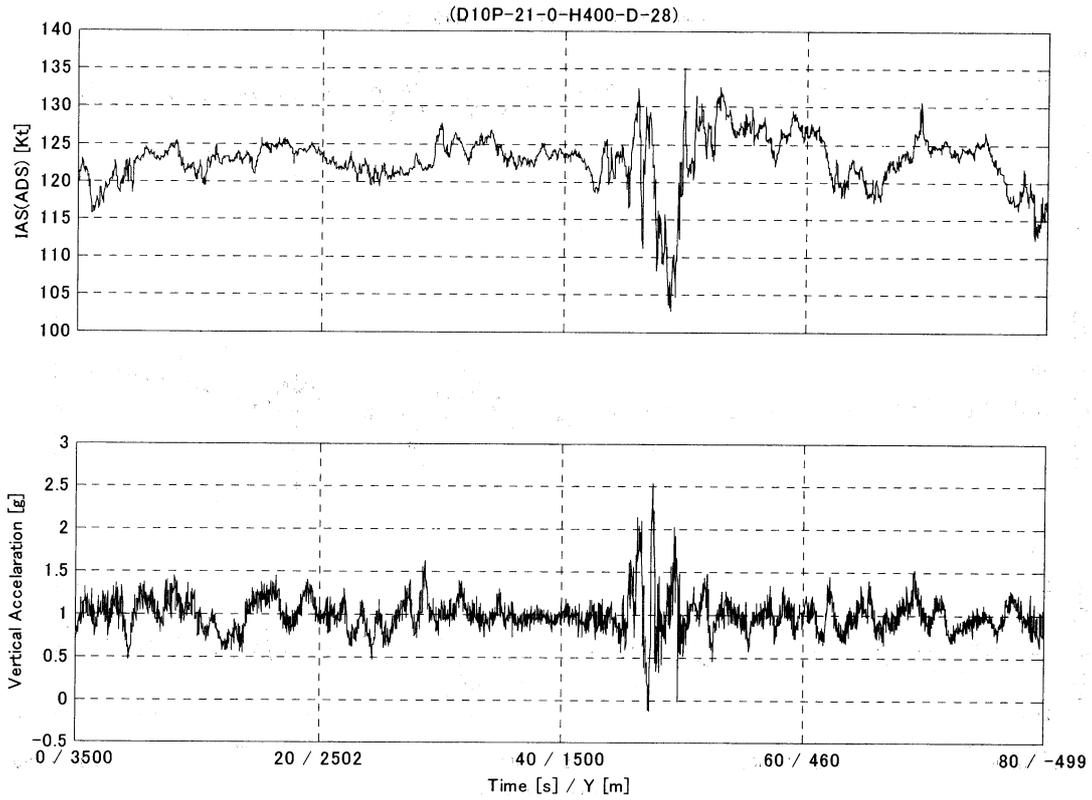


(b) 推定された風(3成分)

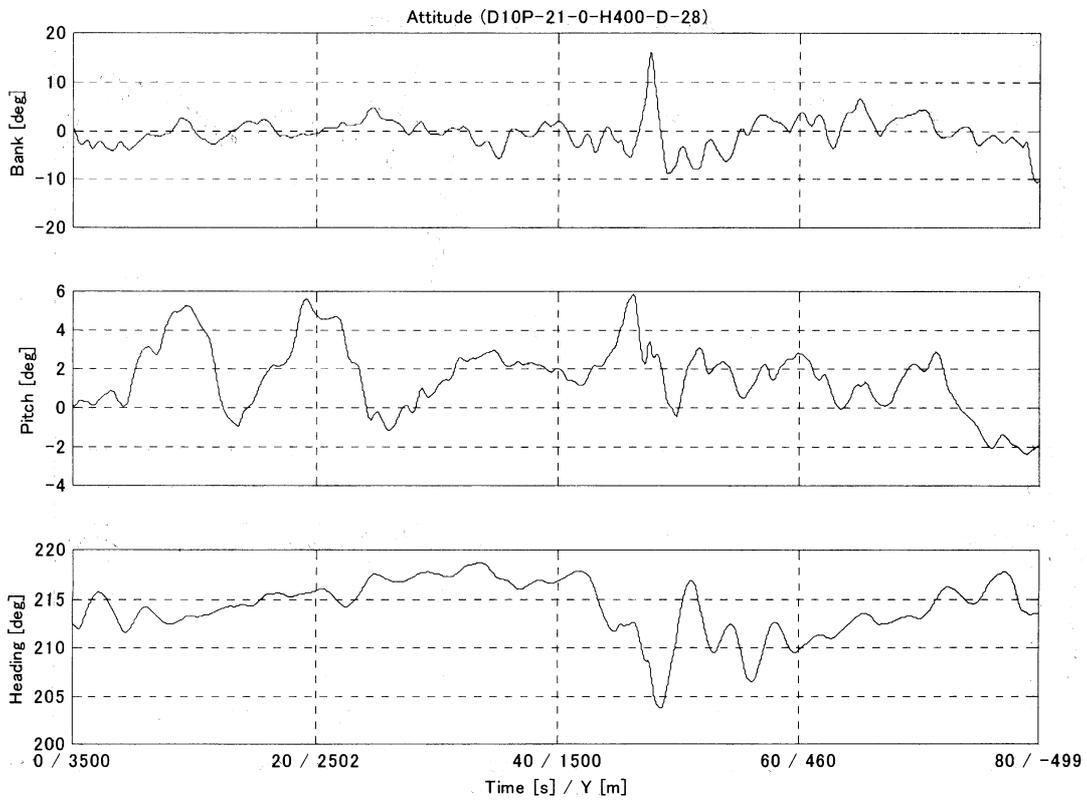


(c) 推定された風(水平成分の強さと方向)

図 18 ドップラーソーダ上空の飛行(高度 400ft)



(d) 航空機の指示対気速度と鉛直方向加速度



(e) 航空機の姿勢変化

図 18 ドップラーソーダ上空の飛行(高度 400ft)

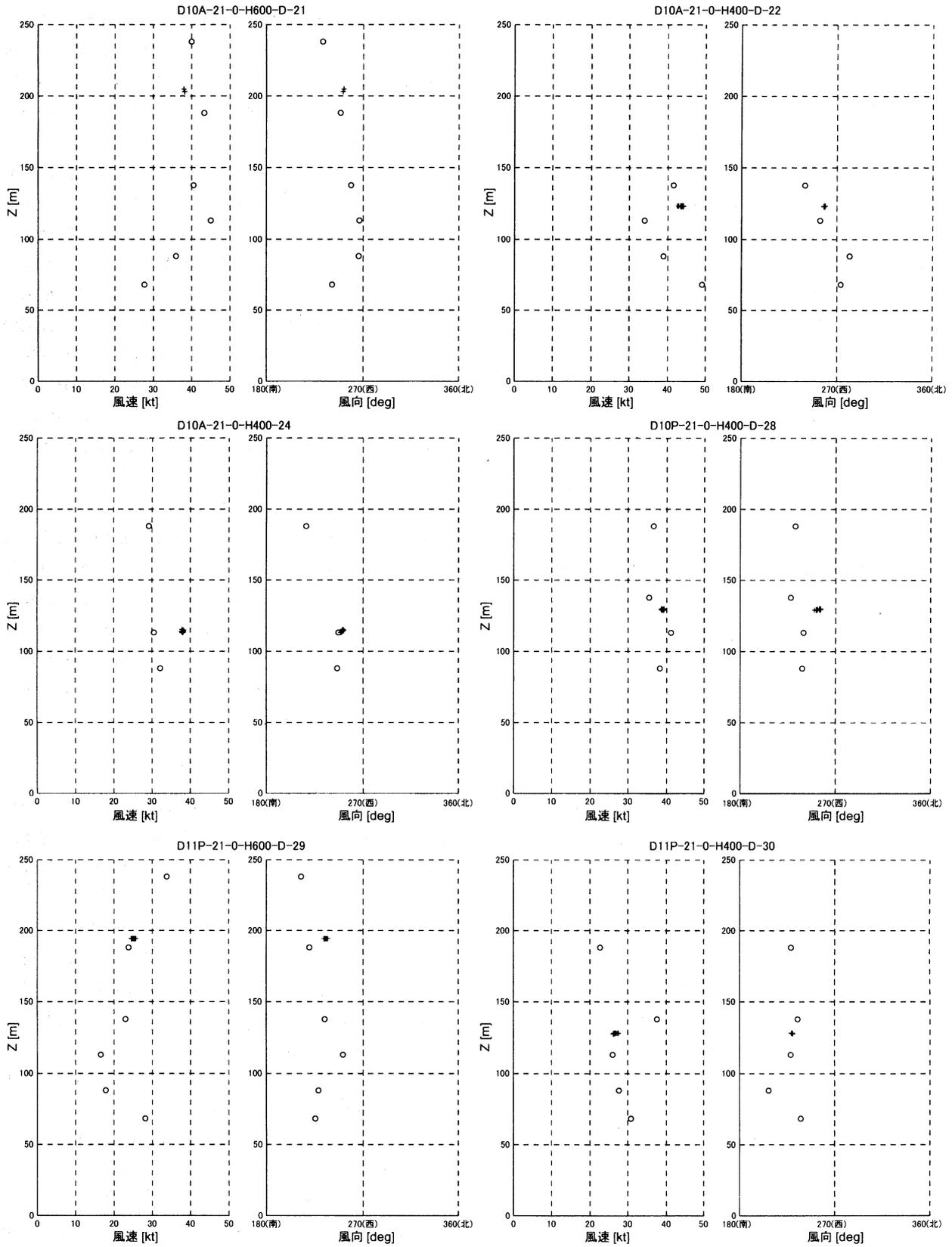


図 20 ドップラーソーダと飛行実験結果の比較  
( ドップラーソーダ、+ 飛行実験 )

度程度である。ドルニエ機の計測結果が瞬間値であるのに対し、ドップラーソーダの計測結果が 15 秒間の平均値であることを考慮すれば、妥当な結果と考えられる。

#### 4.3 数値シミュレーション結果との比較

ドルニエ機による飛行実験結果を、(財)日本気象協会が飛行実験実施時(12月10日12時00分)の条件に合わせて計算を実施した数値シミュレーション結果と比較した。数値シミュレーションは、3次元の非圧縮粘性流体の基礎方程式系に基づくもので、乱流モデルとして一般的な k-ε モデルが用いられている<sup>18, 19)</sup>。計算範囲は乳が崎脇の R/W21 進入経路付近 1km 四方、高度 0 ~ 370m であり、格子間隔は水平・鉛直共に 10m である。

図 21 は 12 月 10 日の飛行実験の中から、高度 120m 付近で乳が崎下流域を飛行した 4 つのケースについて、飛行軌跡と推定された風をプロットしたものである。各飛行実験ケース名の脇に書かれた数字は、乳が崎下流域を通過した時刻である。一方、図 22、23 は、それぞれ数値シミュレーションにより算出された高度 90m、120m、150m における平均風速及び乱流エネルギーの分布を表している。乱流エネルギー  $\kappa$  は (3) 式で定義され、値が大きいほど、風の乱れが大きいことを表す。

$$\kappa = \frac{1}{2} (\sigma_u^2 + \sigma_v^2 + \sigma_w^2) \quad (3)$$

ここで  $\sigma_u$ 、 $\sigma_v$ 、 $\sigma_w$  は、それぞれ風速の乱れの標準偏差の 3 軸成分(東西、南北、鉛直成分)である。

図 21 より、高度 120m 付近では、風が乳が崎を大きく回り込んで、乳が崎下流域では風向きが定常風と逆になっていることがわかる。この風向きが逆になっている領域では、前述したとおり、いくつかの渦ができ上下風も 20kt (10m/s) 前後吹いている。これに対し数値シミュレーションでは、平均風に対する乳が崎の影響は高度 90m でわずかに見られる程度で、高度 120m 以上では影響がほとんど見られない(図 22)。一方、乱流エネルギーについては、乳が崎の影響が大きく出ており、飛行実験結果同様、乳が崎下流で乱れの大きい領域が見られる。飛行実験で見られる乱れの領域と乱流エネルギーの分布については、乳が崎から風下方向に乱れが広がっている点では両者が一致しているが、位置は Y 軸方向に 100 ~ 150m 程度ずれている(図 23)。また、高度が上がると乱れが急激に小さくなる点は両者とも一致している(図 13、23)。

次に、予定滑走路の着陸進入経路上の乱れの分布について比較した。図 24 は、10 日に 2 度行った進入経路角 3 度の予定滑走路への着陸進入飛行の飛行軌跡と推定された風、及び数値シミュレーションにより算出された乱流エネルギーの分布である。黒い破線は進入経路角 3 度の着陸進入経路を表している。やはり乳が崎下流域で大きな乱れが

あるが、飛行実験の上下風と乱流エネルギーの分布を比べると、先ほど同様、両者は Y 軸方向に 100 ~ 150m 程度ずれている。即ち、乱れの中心が、飛行実験では Y=1,900m 付近であるが、数値シミュレーションでは Y=2,100m 付近となっている。乱れの中心位置を一致させれば、両者の分布はよく対応している。

飛行実験と数値シミュレーションで、乱れの位置が Y 軸方向にずれていることに関しては、数値シミュレーションの初期条件の一つである定常風の風向が、飛行実験時の実際の風向と若干ずれていることが原因の一つと考えられる。数値シミュレーションでは初期条件として定常風の風向を 247.5 度(西南西)と与えているのに対し、飛行実験より得られた定常風の平均風向は約 252.3 度で、約 4.8 度のずれがある。この約 4.8 度のずれにより、予定滑走路の着陸進入面内(X=0)では、数値シミュレーション結果が飛行実験より 70m 程度 Y 軸正の方向にずれることが考えられる。

以上のように、乱れの領域の正確な位置に関しては、数値シミュレーションの初期条件と飛行実験時の実際の風向との間のずれ等により両者の間に違いが見られたが、乱れの領域の分布については両者が良い一致を示し、数値シミュレーション結果を実証するデータを飛行実験により提供することができた。これにより、広範囲の風の状況を様々な条件に対して計算可能な数値シミュレーションの有用性が高まることが期待される。

## 5. まとめ

本稿では、ドルニエ機の風擾乱計測システムについて記述すると共に、伊豆大島空港周辺で実施された風擾乱計測飛行実験の結果について報告した。得られた結論をまとめると以下ようになる。

1. 高精度のエアデータシステム(ADS)、航法システム、誘導システムを備え、定められた経路を正確に飛行して風擾乱計測を行うことが可能なドルニエ機の特長を生かし、実際に航空機が飛ぶ経路上に生じる地形性乱気流を計測する手法を確立した。
2. 冬季の強風時に伊豆大島空港の着陸進入経路上に生じる地形性乱気流の性状を明らかにした。
3. ドルニエ機とドップラーソーダの風擾乱計測結果の比較を行い、相互に信頼性が高いことを確認した。
4. ドルニエ機の飛行実験による計測結果は大気の流れの数値シミュレーション結果とよく対応しており、数値シミュレーション結果を実証するデータを提供することができた。

なお、伊豆大島空港周辺での飛行実験の計測結果を含む調査結果は、(財)小型航空機運航安全センターにより小冊子にまとめられ、同空港に就航する運航会社各社及び一般

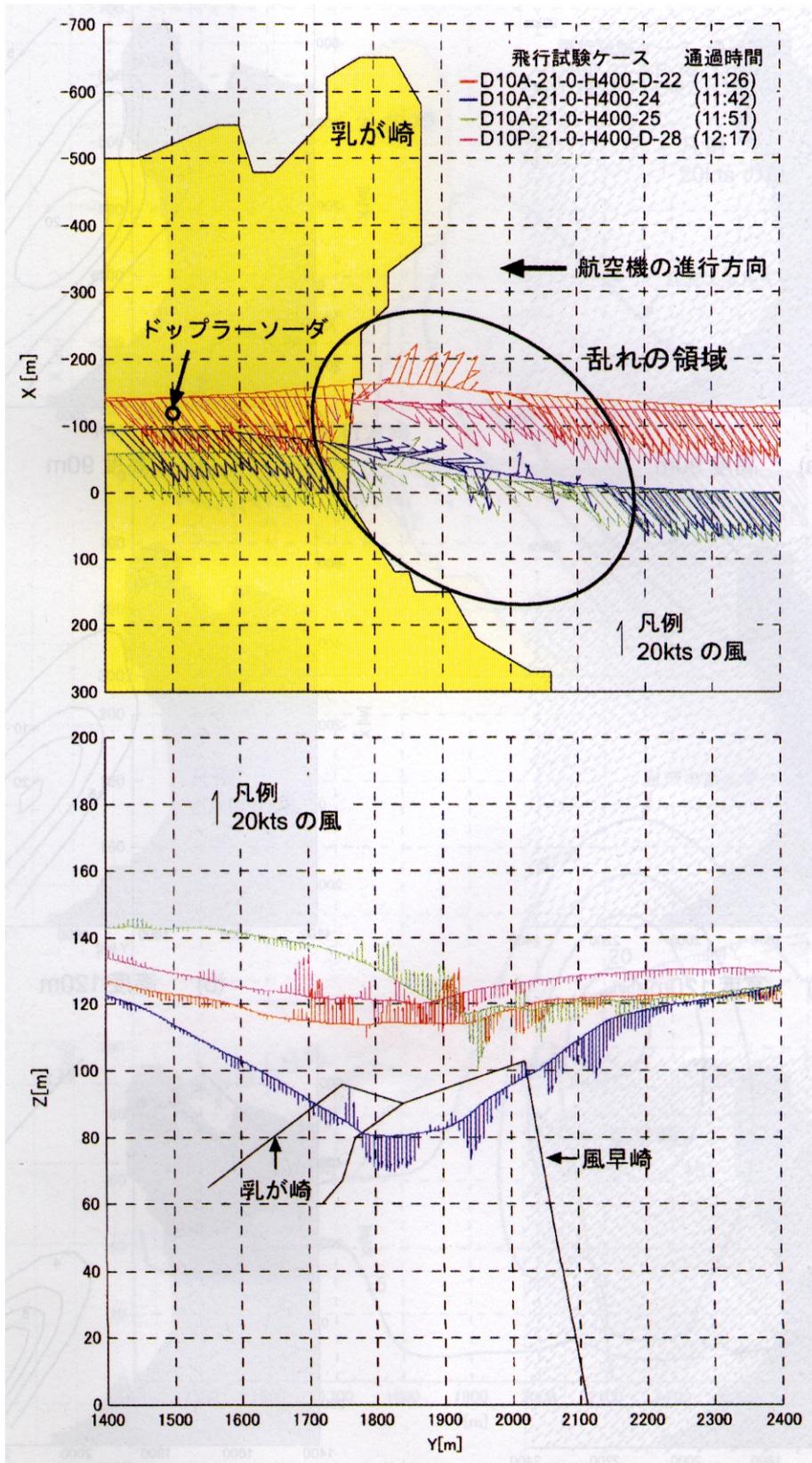
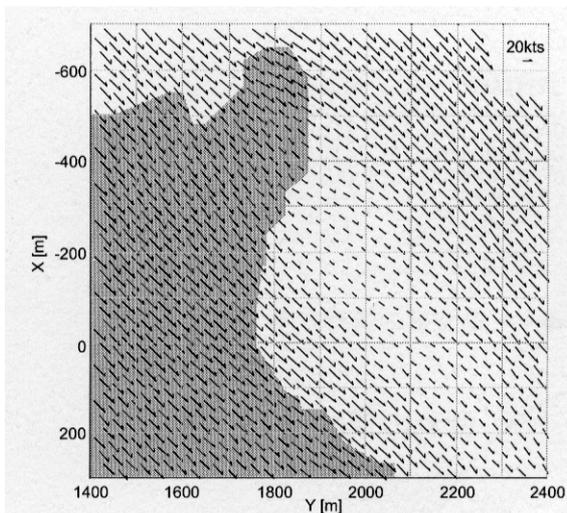
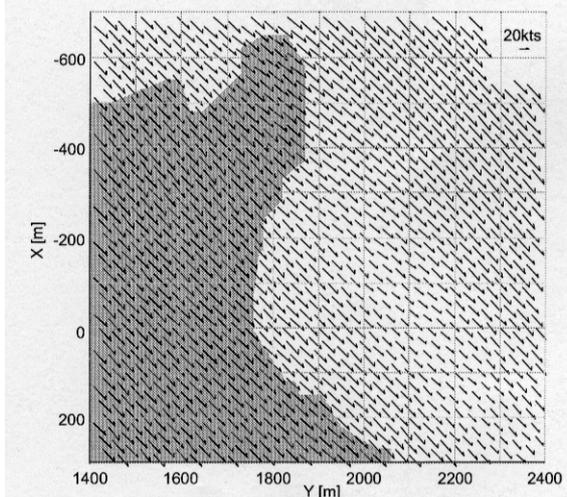


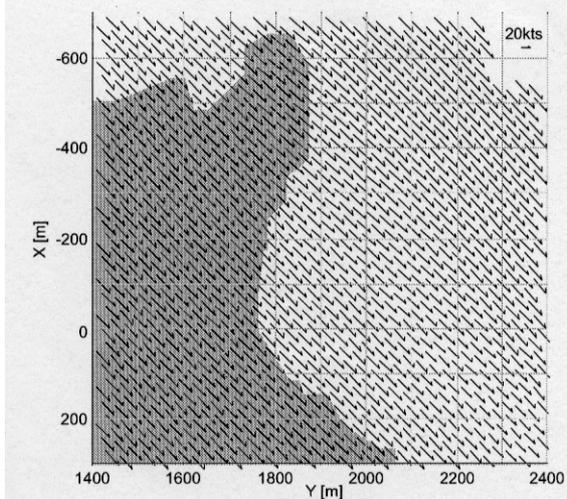
図 21 飛行軌跡と推定された風  
高度 120m 付近を水平飛行したケース



(a) 高度 90m

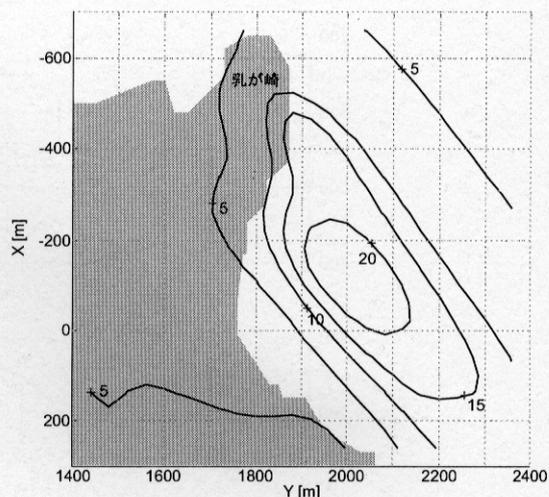


(b) 高度 120m

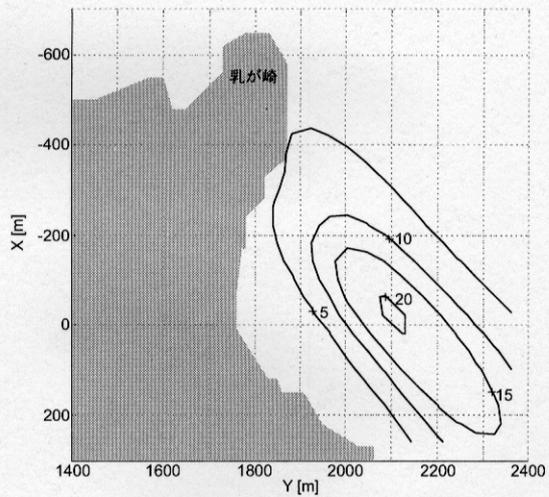


(c) 高度 150m

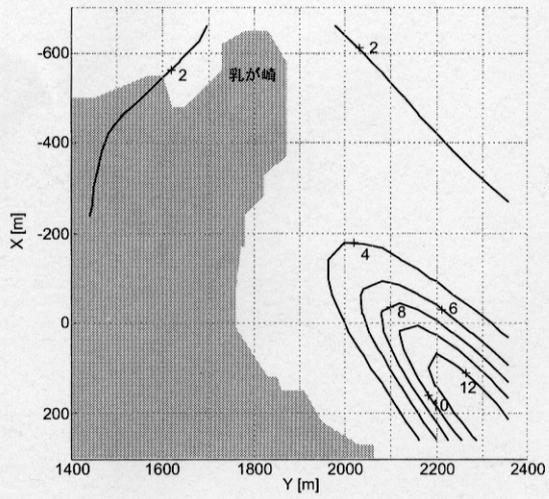
図 22 平均風速の水平面内分布  
(数値シミュレーション結果)



(a) 高度 90m



(b) 高度 120m



(c) 高度 150m

図 23 乱流エネルギー[m<sup>2</sup>/s<sup>2</sup>]の水平面内分布  
(数値シミュレーション結果)

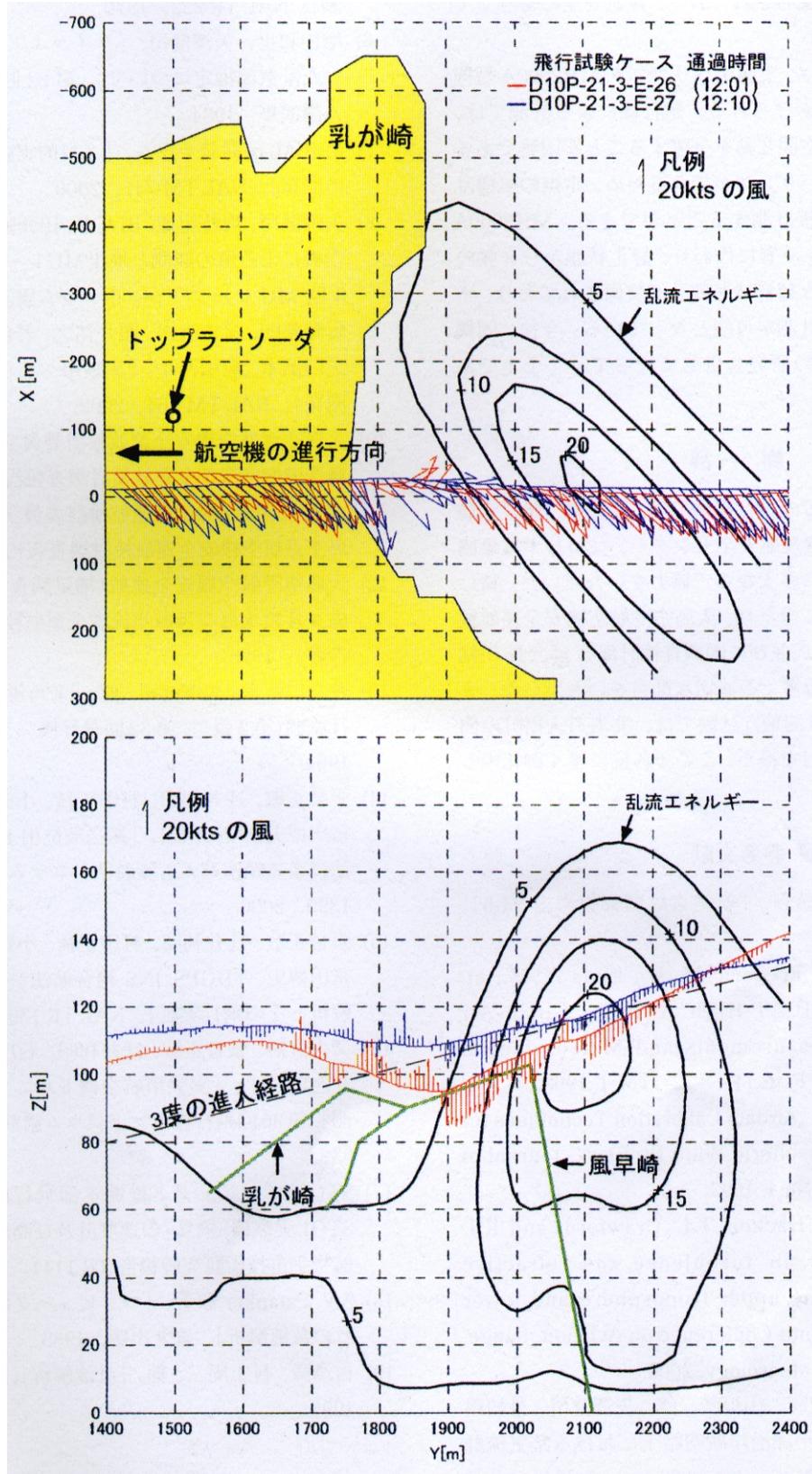


図 24 飛行実験と数値シミュレーション結果の比較  
 (飛行経路上の推定風及び数値シミュレーションによる乱流のエネルギー)

のパイロットなどに配布されており、運航安全に寄与している。

今後の展望としては、実験用ヘリコプタ MH2000A 型機による風擾乱計測があげられる。飛行機による計測では、風擾乱の時間変動と空間変動を分離することが困難であるが、ヘリコプタはホバリングができるため、定点の風擾乱の時間変動のみを直接計測することができる。MH2000A 型機には、従来のピトー管に代わり、静止状態から 3 軸の対気速度が計測可能な超音波速度計が装備されており、ホバリング時の風擾乱計測が可能となっている。今後、同機を用いた風擾乱計測の研究も併せて行っていく予定である。

## 謝 辞

伊豆大島空港周辺での飛行実験では、東京都、伊豆大島空港、(財)小型航空機運航安全センター、(財)日本気象協会をはじめ関係各位に多大なるご協力をいただいた。特に飛行実験計画の策定に当たり、大島空港航空機安全運航検討委員会 委員長 東昭氏並びに同調査検討部会 部会長 川幡長勝氏の両氏には、数多くの適切な助言をいただいた。また ADS の位置誤差計測飛行試験では、北海道大樹町の関係各位の全面的な協力を得た。ここで各位に厚く御礼申し上げる。

## 参考文献

- 1) 航空事故調査委員会、「航空事故調査報告書 94-6」, 1994.
- 2) Crooks, W. M., Frederic M. H., Finis A. M., et. Al., "Project HICAT-High Altitude Clear Air Turbulence Measurements and Meteorological Correlations", AFFDL-TR-68-127, vol. I, 1968.
- 3) Edward A. H. Jr., "Airdata Calibration Techniques for Measuring Atmospheric Wind Profiles", Journal of Aircraft, Vol. 29, No.4, 1992.
- 4) Coté, O.R, J.M. Hacker, T.L. Crawford, and R.J. Dobosy, "Clear air turbulence and refractive turbulence in the upper troposphere and lower stratosphere", Ninth Conference on Aviation, Range, and Aerospace Meteorology, 2000.
- 5) 竹内和之、小野幸一、山根皓三郎、矢澤健司、外崎得雄、「東北地方太平洋沿岸航空路上における乱気流計測」, NAL TR-222, 1970.
- 6) 増位和也、矢澤健司、「クインエア機による IRS を用いた乱気流推定について」, 第 22 回飛行機シンポジウム講演集, 1984.
- 7) MuPAL- $\alpha$  開発チーム、「多目的実証実験機 MuPAL- $\alpha$  の開発」, NAL TM-747, 2000.
- 8) 矢澤健司、坂井紀穂、田丸卓、田頭剛、田中太、他、「航空機による風の観測と地上 MU レーダーとの比較」, 第 3 回 MU レーダーシンポジウム講演集, 2000.
- 9) 奥野善則、又吉直樹、照井祐之、若色薫、穂積弘毅、井之口浜木、船引浩平、「実験用ヘリコプタ MuPAL- $\varepsilon$  の開発」, NAL TM-764, 2002.
- 10) 大島空港航空機安全運航検討委員会、「平成 8 年度大島空港航空機安全運航検討調査報告書」, 1996.
- 11) 大島空港航空機安全運航検討委員会、「平成 9 年度大島空港航空機安全運航検討調査報告書」, 1997.
- 12) 大島空港航空機安全運航(補足調査)検討委員会、「平成 9 年度大島空港航空機安全運航検討調査(その 2)報告書」, 1998.
- 13) 井之口浜木、矢澤健司、他、「多角錐台型ピトー管の飛行試験(第 2 報)」, 第 32 回飛行機シンポジウム講演集, 1994.
- 14) 張替正敏、辻井利昭、村田正秋、小野孝次、稲垣敏治、富田博史、増田靖宏、「搬送波位相 DGPS/INS 複合航法による精密進入着陸航法システムの開発」, NAL TR-1399, 2000.
- 15) 張替正敏、辻井利昭、村田正秋、小野孝次、稲垣敏治、富田博史、「DGPS/INS 複合航法システムの理論精度解析とその飛行実証」, NAL TR-1398, 2000.
- 16) 又吉直樹、張替正敏、辻井利昭、石川和敏、稲垣敏治、井之口浜木、「実験用航空機ドルニエによる風擾乱計測」, 第 36 回飛行機シンポジウム講演集, 1998, pp.329-332.
- 17) STOL プロジェクト推進本部飛行試験室、「低騒音 STOL 実験機「飛鳥」の速度計及び高度計の位置誤差」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1144, 1992 年 3 月 .
- 18) S.V. Patanker 原著、「コンピュータによる熱移動と流れの数値解析」, 森北出版, 1985.
- 19) 吉澤徹、村上周三、他、「乱流解析」, 東京大学出版会, 1995.

---

**独立行政法人 航空宇宙技術研究所報告 1445 号**

平成 14 年 5 月発行

**発行所** 独立行政法人 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町 7-44-1  
電話(0422)40-3935 〒182-8522

**印刷所** 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2-27-12

---

独立行政法人 航空宇宙技術研究所

本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、情報技術課資料係にご連絡下さい。

本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。