

ISSN 0389-4010
UDC 533.6.05
625.7.054

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1305

慣性速度情報を用いたADS横滑り角の補正

柳原 正明・永安 正彦・元田 敏和

1996年9月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	2
2. 補正手法	3
2.1 手法の概要	3
2.2 アルゴリズム	3
3. シミュレーション評価	5
3.1 外乱なしでの飛行	5
3.2 横風および連続突風下での飛行	14
3.3 孤立突風下での飛行	25
4. 結論および今後の課題	25
5. あとがき	30
参考文献	30

慣性速度情報を用いたADS横滑り角の補正

柳原 正明*¹ 永安 正彦*¹ 元田 敏和*¹

Compensation of ADS Side-Slip Angle using Information of Inertial Velocity *

Masaaki YANAGIHARA *¹, Masahiko NAGAYASU *¹, Toshikazu MOTODA *¹

ABSTRACT

Comparing lateral acceleration control, and side-slip angle control as lateral-directional control of aircraft side-slip angle control is superior in the response to turbulence but it requires the use of an air-data-sensor (ADS) which has larger observation noise than the inertial sensor used in lateral acceleration control. In Automatic Landing Flight Experiments (ALFLEX), side-slip angle control is adopted, but damping of the ADS pitot probe was less than the predicted value. As a result the lateral-directional motion has an unstable mode caused by measurement noise of the ADS side-slip angle. In this report a new method to compensate ADS side-slip angle using inertial velocity information is proposed. The method is evaluated using mathematical simulation of ALFLEX vehicle and compared with a simpler method in which measurement noise is removed by a low-pass filter. The results are as follows;

- (1) In a simple method using a low-pass filter, the motion of the vehicle diverges since inertial motion is also filtered.
- (2) In a newly proposed method, the vehicle can fly under turbulence, and it is proved that the method is useful.

Keywords: air data sensor, side-slip angle control

概 要

航空機の横・方向制御として横加速度 a_y 制御と横滑り角 β 制御を考えた場合、 β 制御は大気擾乱に対する追従性の面で優れている反面、フィードバック量として用いるエア・データ・センサ (ADS) 出力 β が大きな観測ノイズを持つことが問題となる。HOPE 小型自動着陸実験 (ALFLEX) では β 制御が行われているが、ADS ピトーブーム振動の減衰が予想より小さかったため、計測された β を直接制御系にフィードバックした場合にはラダーとの間で連成振動が発生し、横・方向制御の安定性が確保できないことが問題となった。そこで航法系より得られる慣性速度情報を用いて ADS 情報に含まれる観測ノイズを除去し、制御系にフィードバックする手法を考案し、ALFLEX 実験機を対象とした計算機シミュレーションにより評価を行った。シミュレーションは当該手法に加えて β 計測値を直接ローパスフィルタに通して制御系に inputs する方式についても実施し、比較を行った。その結果、以下の結論を得た。

- (1) ADS 出力をローパスフィルタに通し、制御系にフィードバックする方式では、機体の慣性運動によって発生する β がフィルタリングの影響によりに位相が遅れて制御系にフィードバックされるため運動が発散し、

* 平成8年3月18日受付 (received 18 March 1996)

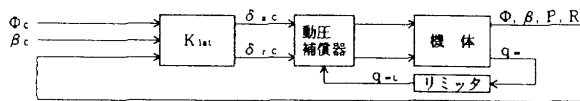
* 1 制御部 (Control Systems Division)

飛行不能となる可能性がある。

(2) 慣性速度情報を用いた補正手法は準定常風の変動が大きい場合 β 推定誤差が大きくなり、 β コマンドに対する初期応答が悪くなるが、外乱下でも飛行不能となるような状況は発生せず、有効な手法と考えられる。

1. まえがき

航空機の横・方向制御では一般に横加速度 a_y が制御量として用いられてきたが、近來横滑り角 β に対する横力傾斜が小さい等の特殊な形態を持った機体において β を制御量として用いる例が増えてきた。航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団が共同で進めている HOPE 小型自動着陸実験機 (Automatic Landing FLight EXperiment, 以下 ALFLEX¹⁾) においても a_y を制御量として用いた場合、アクチュエータ・コマンドから a_y への伝達関数が右半平面に零点を持つこと、伝達関数の分母分子の次数差が 0 であることにより、初期応答として逆応答を示すとともに、高周波領域でゲインが下がらず、ロバスト性の面でも問題があることが判明したため β を制御量として用いることとなった。図 1 に ALFLEX の横・方向制御則のブロック図を示す。 β 制御方式は a_y 制御方式に比べて大気擾乱に対する追従性の面で優れている半面、フィードバック量として用いる値が一般にエア・データ・センサ (以下 ADS) により計測されるため、慣性計測装置 (以下 IMU) により計測される a_y に比べて大きな観測ノイズが含まれることが問題となる。この観測ノイズの原因はセンサ・ノイズ、局所的高周波大気外乱、構造振動等であり、特に ALFLEX において用いられている 5 孔ピトー・プローブ方式 ADS²⁾ では雨滴等によるピトー孔づまりも観測ノイズの原因となる。また、ALFLEX ではピトー・ブーム振動の減衰が予想より小さかったため、計測された β を直接制御系にフィードバックした場合にはラダーとの間で連成振動が発生し、横・方向の安定性が確保できないことが問題となった。そこで β 制御と a_y 制御の長所を兼ね備えた方法として、航法系より得られる慣性速度情報を用いて ADS 情報に含まれる観測ノイズを除去し、制御系にフィードバックする手法を考案した。本資料では ALFLEX 実験機に対して当該手法を適用し、計算機シミュレーションによりその有効性を評価する。



K_{int} :

$$\dot{x}_{int} = A_{int} x_{int} + B_{int} [\Phi \ \beta \ P \ R]^T + C_{int} [\Phi_c \ \beta_c]^T$$

$$[\delta_a \ \delta_e]^T = C_{int} x_{int} + D_{int} [\Phi \ \beta \ P \ R]^T + E_{int} [\Phi_c \ \beta_c]^T$$

(x_{int} は内部状態ベクトル)

図 1 ALFLEX 横・方向制御則ブロック

記号

- a_x, a_y, a_z : 機体に作用する重力以外の外力による加速度の機体座標成分
- H : 機体基準点の高度
- P, Q, R : 機体角速度の機体座標成分
- p : 機体飛行高度における大気圧
- q_∞ : 動圧
- R : 空気の気体定数
- R : 滑走路原点を基準とした機体基準点の位置ベクトル
- T : 機体飛行高度における大気温度
- T : 滑走路座標系から機体座標系への方向余弦行列
- U, V, W : V の機体座標成分
- U_a, V_a, W_a : V_a の機体座標成分
- U_w, V_w, W_w : V_w の機体座標成分
- U_{we}, V_{we}, W_{we} : V_w の滑走路座標成分
- $U_{WSTEADY}, V_{WSTEADY}, W_{WSTEADY}$: $V_{WSTEADY}$ の機体座標成分
- $U_{WSTEADYe}, V_{WSTEADYe}, W_{WSTEADYe}$: $V_{WSTEADYe}$ の滑走路座標成分
- V : 機体基準点の慣性速度ベクトル
- V_a : 機体基準点の対気速度ベクトル
- V_{EAS} : 機体基準点の等価対気速度
- V_{TAS} : 機体基準点の真対気速度
- V_w : 大気擾乱 (風) の速度ベクトル
- $V_{WSTEADY}$: 準定常風 (風) の速度ベクトル
- x, y, z : R の滑走路座標成分
- α : 迎角
- β : 横滑り角
- γ : 飛行経路角
- δ_a : (右エレボン舵角 - 左エレボン舵角) $\times 1/2$
- δ_e : (左エレボン舵角 + 右エレボン舵角) $\times 1/2$
- δ_r : (左ラダー舵角 + 右ラダー舵角) $\times 1/2$
- Φ, Θ, Ψ : 滑走路座標系から機体座標系へのオイラー角
- ρ : 機体飛行高度における大気密度
- ρ_0 : 標準大気状態海面上での大気密度

ω : 対気速度ベクトル計測値の内、観測ノイズにより生じる成分
 $\omega_U, \omega_V, \omega_W$: ω の機体座標成分
 $\omega_{Uc}, \omega_{Vc}, \omega_{Wc}$: ω の滑走路座標成分

添字

c : コマンド
 FB : 制御系へのフィードバック量
 m : 計測値
 ref : 基準軌道における値
 ^ : 推定値

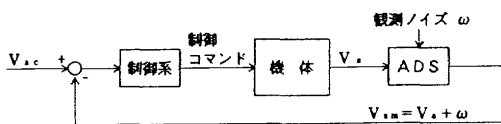
略語

ADS : Air Data Sensor

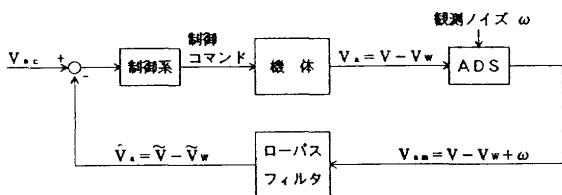
2. 補正手法

2.1 手法の概念

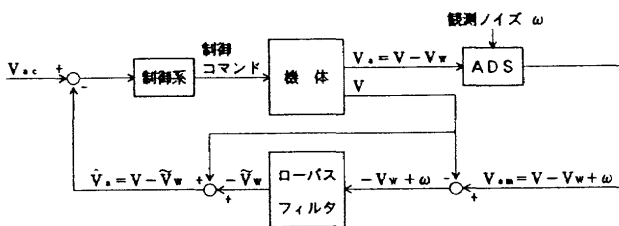
ADS の観測ノイズを除去する最も簡単な方法は ADS 出力値をローパスフィルタに通してフィードバックする方法である。ADS 出力値を直接フィードバックする場合とローパスフィルタを通してフィードバックする手法の概念を図 2.1-1(a) と (b) に示す。ADS の出力量、制御系へのフィードバック量は β 等のスカラー量であるが、この図では簡単化のために対気速度ベクトル V_a を用いて描いており、添え字 m が ADS 観測量、添え字 c がコマンド



(a) ADS 出力を直接フィードバック



(b) ADS 出力をローパスフィルタを通してフィードバック



(c) 慣性情報を用いた補正手法

図 2.1-1 ADS 情報の補正

である。また \sim はフィルタリングされた量を示し、フィルタによって観測ノイズは完全に除去されるものとして

いる。今回提案した慣性情報を用いた補正法では ADS 計測値を

- ①機体の慣性運動により生じる成分 V
- ②大気擾乱（風）により生じる成分 V_w
これはさらに以下の 2 成分で構成される。
 - ②A：準定常風により生じる低周波成分
 - ②B：連続突風により生じる高周波成分
- ③観測ノイズ ω

に分けて考え、これらについて以下の前提および仮定を置く。

- ①の慣性運動による成分は搭載機器および航法系により高精度で得られる。
- ②の大気擾乱による項の内、機体が追従する必要のあるのは②A の準定常成分のみで良い。
- ③の観測ノイズはブームの振動等に起因する高周波成分のみであるとする。すなわちバイアス誤差は考慮しない。

これらのことより ADS 計測値から航法系より得られる①項を減じ、残る②+③について適当なローパスフィルタを通せば②B の高周波の連続突風と③の観測ノイズがフィルタリングされ、②A の準定常風成分のみが残る。これに最初に減じた①項を加えれば機体慣性運動と準定常風により生じる成分が得られ、これを制御系へのフィードバック量とする。本手法の概念を図 2.1-1(c) に示す。(b) 図の ADS 出力値をローパスフィルタを通してフィードバックする手法では V_w とともに機体の慣性運動により生じる速度成分 V も同時にフィルタリングされるのに対し、本手法では V_w のみがフィルタリングされている。

2.2 アルゴリズム

航法系では、IMU により計測される加速度 $[a_x, a_y, a_z]$ 、角速度 $[P, Q, R]$ および姿勢角 $[\phi, \theta, \psi]$ と DGPS あるいは MLS により得られる情報を用いて航法計算を行い、機体の位置 $R = [x, y, z]$ および慣性速度 $\dot{R} = [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}]$ を計算する。ここで x, y, z は滑走路座標系での機体位置である。この滑走路座標系成分で表示された機体速度を機体座標成分 $[U, V, W]$ に変換する。

$$V = \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} = T \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \quad (1)$$

ただし T は滑走路座標系から機体座標系への変換を表す方向余弦行列である。

$$T = \begin{bmatrix} \cos\psi \cdot \cos\theta & \sin\psi \cdot \cos\theta & -\sin\theta \\ \cos\psi \cdot \sin\theta \cdot \sin\phi - \sin\psi \cdot \cos\theta & \sin\psi \cdot \sin\theta \cdot \sin\phi + \cos\psi \cdot \cos\theta & \cos\theta \cdot \sin\phi \\ \cos\psi \cdot \sin\theta \cdot \cos\phi + \sin\psi \cdot \sin\theta & \sin\psi \cdot \sin\theta \cdot \cos\phi - \cos\psi \cdot \sin\theta & \cos\theta \cdot \cos\phi \end{bmatrix} \quad (2)$$

航法系から得られた機体慣性速度 \mathbf{V} は高精度と考えると良いため、ここではそれを真値と等しいとして扱う。一方 ADS からは等価対気速度 V_{EAS} が計測されており、それを真対気速度 V_{TAS} に変換する。

$$V_{TASm} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} V_{EASm} \quad (3)$$

$$\rho = \frac{p_m}{R \cdot T_m} \quad (4)$$

ここで添え字 m は観測値を示し、 ρ_0 は標準大気における海面上大気密度、 p_m および T_m は飛行高度における静圧および大気温度の計測値、 R は空気の気体定数である。これに同じく ADS により計測された迎角 α 、横滑り角 β を用いれば対気速度ベクトル $\mathbf{V}_a = [U_a, V_a, W_a]$ が得られる。

$$\mathbf{V}_{am} = \begin{bmatrix} U_{am} \\ V_{am} \\ W_{am} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha_m \cdot \cos\beta_m \cdot V_{TASm} \\ \sin\beta_m \cdot V_{TASm} \\ \sin\alpha_m \cdot \cos\beta_m \cdot V_{TASm} \end{bmatrix} \quad (5)$$

この対気速度の観測値は真の対気速度 $\mathbf{V}_a = [U_a, V_a, W_a]$ と、ADS の観測ノイズにより生じる成分 $\boldsymbol{\omega} = [\omega_U, \omega_V, \omega_W]$ の合計である。

$$\mathbf{V}_{am} = \begin{bmatrix} U_{am} \\ V_{am} \\ W_{am} \end{bmatrix} = \mathbf{V}_a + \boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} U_a + \omega_U \\ V_a + \omega_V \\ W_a + \omega_W \end{bmatrix} \quad (6)$$

ここで観測ノイズ $\boldsymbol{\omega}$ は、センサ固有のノイズとピトーブームの振動によるノイズの合計である。また、真の対気速度 \mathbf{V}_a は慣性速度 \mathbf{V} と大気擾乱（風）の速度 \mathbf{V}_w の差として表すことができる。

$$\mathbf{V}_a = \begin{bmatrix} U_a \\ V_a \\ W_a \end{bmatrix} = \mathbf{V} - \mathbf{V}_w = \begin{bmatrix} U - U_w \\ V - V_w \\ W - W_w \end{bmatrix} \quad (7)$$

(6), (7)式より ADS による観測値 \mathbf{V}_{am} は次のように表される。

$$\mathbf{V}_{am} = \begin{bmatrix} U_{am} \\ V_{am} \\ W_{am} \end{bmatrix} = \mathbf{V} - \mathbf{V}_w + \boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} U - U_w + \omega_U \\ V - V_w + \omega_V \\ W - W_w + \omega_W \end{bmatrix} \quad (8)$$

したがって、(8)式および(1)式で表される対気速度観測値 \mathbf{V}_{am} と、航法系出力の慣性速度 \mathbf{V} との差をとると、ADS 観測ノイズと大気擾乱の合計が得られる。

$$\mathbf{V}_{am} - \mathbf{V} = -\mathbf{V}_w + \boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} -U_w + \omega_U \\ -V_w + \omega_V \\ -W_w + \omega_W \end{bmatrix} \quad (9)$$

ここで、 $-\mathbf{V}_w + \boldsymbol{\omega}$ を適当なカットオフ周波数のローパスフィルタに通せば、ADS 観測ノイズと大気擾乱の高周波成分が濾過され、大気擾乱の準定常成分 $\mathbf{V}_{WSTEADY}$ のみを得られることになるが、(9)式の成分表示は機体軸系のものであるため、一旦これを滑走路固定の慣性座標成分に変換してからフィルタに通し、再度機体軸成分に戻す。

$$\begin{bmatrix} -U_{we} + \omega_{Ue} \\ -V_{we} + \omega_{Ve} \\ -W_{we} + \omega_{We} \end{bmatrix} = T^{-1} \begin{bmatrix} -U_w + \omega_U \\ -V_w + \omega_V \\ -W_w + \omega_W \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\begin{bmatrix} -U_{we} + \omega_{Ue} \\ -V_{we} + \omega_{Ve} \\ -W_{we} + \omega_{We} \end{bmatrix} \rightarrow \begin{array}{c} \text{ローパス} \\ \text{フィルタ} \end{array} \rightarrow \begin{bmatrix} -\hat{U}_{WSTEADYe} \\ -\hat{V}_{WSTEADYe} \\ -\hat{W}_{WSTEADYe} \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$-\hat{\mathbf{V}}_{WSTEADY} = \begin{bmatrix} -\hat{U}_{WSTEADY} \\ -\hat{V}_{WSTEADY} \\ -\hat{W}_{WSTEADY} \end{bmatrix} = T \begin{bmatrix} -\hat{U}_{WSTEADYe} \\ -\hat{V}_{WSTEADYe} \\ -\hat{W}_{WSTEADYe} \end{bmatrix} \quad (12)$$

ただし $\hat{}$ は推定値を表す。(9)~(12)のプロセスが必要となる理由を以下簡単な例を用いて述べる。ADS に観測ノイズがなく、真値を出力している場合 ($\boldsymbol{\omega} = 0$) を考えると本手法を適用することにより ADS 出力が変化してはならない。特に大気擾乱が定常風の場合を考えると、(11)式左辺第1項は各成分とも一定値、第2項は0であるためローパスフィルタの影響を受けず、(12)式左辺の出力値は(9)式と等しい。一方(9)式の機体座標成分を見ると、第2項のノイズ成分は各成分とも0であるが、第1項の大気擾乱を機体座標成分で表示したものは、たとえ擾乱が定常風のみであり、 \mathbf{V}_w が滑走路固定座標系から見れば一定ベクトルであっても機体座標系から見れば機体の姿勢変動にともなって回転するため、 $[U_w, V_w, W_w]$ の各成分も変化する。このためこれをフィルタに通せば本来フィルタの影響を受けるべきでない機体慣性(回転)運動が一部フィルタリングされることになるため、これを避けるために(9)~(12)のプロセスが必要となる。続いて、(12)式で得られた大気擾乱の準定常成分推定値 $\hat{\mathbf{V}}_{WSTEADY}$ を(1)式の慣性速度 \mathbf{V} から減じることにより、対気速度推定値 $\hat{\mathbf{V}}_a$ が得られる。

$$\hat{V}_a = \begin{bmatrix} \hat{U}_a \\ \hat{V}_a \\ \hat{W}_a \end{bmatrix} = V - \hat{V}_{WSTEADY} = \begin{bmatrix} U - \hat{U}_{WSTEADY} \\ V - \hat{V}_{WSTEADY} \\ W - \hat{W}_{WSTEADY} \end{bmatrix} \quad (13)$$

これを用いて横滑り角 β の補正值を下式に従い計算する。

$$\hat{\beta} = \sin^{-1} \frac{\hat{V}_a}{|\hat{V}_a|} \quad (14)$$

なお、迎角 α についても補正を行う場合には下式を用いる。

$$\hat{\alpha} = \tan^{-1} \frac{\hat{W}_a}{\hat{U}_a} \quad (15)$$

3. シミュレーション評価

ここでは、前章で示した補正手法を計算機シミュレーションによって評価する。シミュレーションは当該手法とともに、観測ノイズ除去法としてもっとも簡単と考えられる手法として β 計測値を直接ローパスフィルタに通して制御系にフィードバックする手法についても実施し、結果を比較することにより手法の評価を行った。ノイズ除去に使用するローパスフィルタとしては、 β 計測値を直接フィルタに通す手法に対しては4次のバターワース・フィルタ、今回提案した補正手法には同じくバターワース・フィルタに加えて、1次フィルタを用いたケースも実施した。2種類のフィルタの比較を行ったのは、単純なフィルタを用いた方がFCP（機上飛行制御プログラム）の負担の面で有利であるからである。以下では β 計測値を4次バターワース・フィルタに通して制御系にフィードバックする手法を [方式A]、今回提案した手法にローパス・フィルタとして1次フィルタを用いる方式を [方式B1]、同じく4次バターワース・フィルタを用いる方式を [方式B2] と呼ぶことにする。なお、4次のバターワース・フィルタの構造は次の通りである。

$$H(s) = \frac{1}{\left[\frac{s}{\Omega c}\right]^4 + 2.6\left[\frac{s}{\Omega c}\right]^3 + 3.4\left[\frac{s}{\Omega c}\right]^2 + 2.6\left[\frac{s}{\Omega c}\right] + 1}$$

ここで Ωc はカットオフ（角）周波数である。

シミュレーション条件は以下の通りである。

シミュレーション対象：HOPE 小型自動着陸実験機 (ALFLEX) 実験機

シミュレーション区間：実験機分離から接地まで
空力モデル：ALFLEX 3次空力モデル³
ADS モデル（ピトーブーム振動モデル含む）

	：付録A
アクチュエータモデル	：付録B
センサ及び航法系	： β_m を除いて真値を誘導制御系に入力
誘導制御系	：ALFLEX 自動着陸飛行用誘導制御則バージョン 3.1 ⁴⁾
機体剛体運動計算積分周期	：12.5 ms
ピトーブーム振動計算周期	：1.0 ms
センサデータ更新周期	：12.5 ms
航法データ更新周期	：100.0 ms
誘導計算周期	：100.0 ms
制御計算 (α, β 推定計算含む) 周期	：12.5 ms

初期飛行状態：懸吊飛行状態

位置 x	= -2,646 m
y	= 0 m
H	= 1,500 m
速度 V_{EAS}	= 46.3 m/s (90 kt)
γ	= 0°
飛行方位	= 滑走路に正対

シミュレーション開始と同時に分離、自動着陸誘導制御開始、50秒間飛行

これらの条件の下で、まず外乱（大気擾乱）のないノミナルケースにおけるシミュレーション評価結果を示し、続いて準定常横風+連続突風下における結果、最後に孤立突風応答結果を示す。

3.1 外乱なしでの飛行

このケースでの初期釣り合い状態は以下の通りである。

姿勢 $\phi = \theta = \psi$	= 0.0° ($\alpha = \beta = 0.0^\circ$)
舵角 δ_c	= -0.412°
δ_a	= -0.668°
δ_r	= -0.886°
δ_{sb}	= 0.0°
δ_{br}	= 0.0°

初期状態では対称飛行であるにもかかわらず δ_a および δ_r が0となっていないのは空力非対称性の影響である。

図3.1-1は β 真値を制御系にフィードバックした場合であり、目標とすべき仮想シミュレーションである。 β の大きな変動は分離後10秒~14秒付近と32秒~40秒付近の2回生じている。最初の変動は横位置制御開始によるバンク操作に伴うものであり、2度目はバンクにより生じる揚力の横水平成分がプリフレア開始による引き起こしに伴って増加したためである。それでも $|\beta|$ の最大値は0.3°程度であり、良好に制御されていることがわかる。ピト

ブーム振動による β 計測誤差 (6.1 Hz の振動ノイズ) は減衰していくが、減衰率は 0.01 と非常に悪いこともわかる。なお、実際の飛行では分離時に既にピトーブーム振動が生じていると思われるため、ここではその状況を模擬するためにシミュレーション開始後 1 秒間、周期 0.1639 秒 (6.1 Hz)、振幅 5° の sin 波をラダー信号に重畳してピトーブーム振動モデルに入力し、ブームを加振している。この加振入力信号は以下のシミュレーションすべてに共通である。

図 3.1-2 は β 計測値を直接制御系にフィードバックした場合を参考として示したものである。ピトーブーム振動による観測ノイズにより生じたラダー振動がさらにブームを加振し、ブーム振動が大きな振幅のリミットサイクルに陥っている様子が見られる。この舵面振動により、バンク姿勢角 ϕ 、横滑り角 β には振動数約 0.9 Hz の振動が生じている。最終的には飛行不能には陥らず、接地には至っているが、現実にはこの状態による飛行は不可能であり、何らかの対策が必要であることがわかる。

図 3.1-3(a)~(c) は、[方式 A] すなわち β 計測値を直接バターワース・フィルタに通して制御系にフィードバックした場合であり、それぞれフィルタのカットオフ周波数を 4 Hz、2 Hz、1 Hz とした場合の結果である。各図とも最下段のチャートに β_{FB} として示したものが β 計測値をフィルタに通した結果であり、比較のため破線により真の β (上から 5 番目のチャートと同じもの) を重ね書きしている。(a) 図のカットオフ周波数 4 Hz の場合はブームの振動によるノイズが十分に除去されないため、ブーム振動が初期の数秒間図 3.1-2 と同程度の発散を示している。この影響で舵面振動が接地に至るまで収まらず、使用不能である。(b) 図の 2 Hz の場合は β_{FB} に初期の 10 秒強の間小さな振動が除去されきれずに残っており、その結果舵面にも振動が見られるが収束は速く、収束後は振動は生じていない。真の β と β_{FB} とを比較すると、フィルタによる位相遅れに伴う 0.5 秒程度の時間遅れが見られるが、図 3.1-1 の応答と比べてもそれほど制御には大きな影響を与えていないように見られる。このことからカットオフ周波数 2 Hz による [方式 A] は使用可能と思われる。(c) 図のカットオフ周波数 1 Hz では初期から β_{FB} にノイズは見られず、その結果舵面振動も見られないが、 β と β_{FB} との時間遅れが 1 秒弱に達しているため機体運動が発散しており、使用不能である。以上より [方式 A] はカットオフ周波数 2 Hz では使用可能であるが、空力特性、ブームの振動特性等の機体特性が変動した場合に舵面振動、あるいは機体運動の発散という事態に陥る可能性があり、ロバスト性の低い手法であると言える。

図 3.1-4(a)~(e) は [方式 B1] すなわち今回提案した手法にローパス・フィルタとして 1 次フィルタを用いる方式の結果であり、それぞれフィルタの時刻定数を 0.25 秒、0.5 秒、1.0 秒、2.0 秒、4.0 秒とした場合の結果である。(a)~(c) 図に示した時刻定数 1.0 秒以下の場合には振動ノイズが十分に除去されず、舵面振動が残るため使用不能である。図 (d) の時刻定数 2 秒ではノイズ除去の点では図 1.3-3(b) に示した [方式 A] の中で唯一使用可能であったカットオフ周波数 2 Hz の場合とほぼ同等の結果を示している。しかし β と β_{FB} との時間遅れはほとんど見られず、このため制御の観点では [方式 A] より良好な結果を示している。時間遅れが [方式 A] に比べて小さいのはこの方式では機体の慣性運動に伴う β を避難させてからフィルタリングするため、この部分には位相遅れが発生しないのに対し、[方式 A] では β 全体をフィルタリングするため、慣性運動に伴う部分にも位相遅れが発生するためである。続く (e) 図に示したように [方式 B1] ではさらにフィルタ時刻定数を長くしても問題は起こらず、応答は図 3.1-1 の目標に近づいていく。

図 3.1-5(a)~(e) は [方式 B2] すなわち今回提案した手法にローパス・フィルタとしてバターワース・フィルタを用いる方式の結果であり、それぞれフィルタのカットオフ周波数を 4 Hz、2 Hz、1 Hz、0.5 Hz、0.25 Hz とした場合の結果である。(a) 図のカットオフ周波数 4 Hz は図 3.1-3(a) の [方式 A] とほぼ同じ特性であり、使用不能である。(b) 図のカットオフ周波数 2 Hz では図 1.3-3(b) に示した [方式 A] の同じくカットオフ周波数 2 Hz の場合と比べて β と β_{FB} との時間遅れが小さいため、図 1.3-1 の目標応答により近い結果となっている。なお、上に述べたように [方式 B1] および [方式 B2] では慣性 β を避難させた上でフィルタリングしているため、慣性 β には位相遅れは発生しない。ここでのシミュレーションは大気擾乱なしであるから、真の $\beta =$ 慣性 β であり、従って β と β_{FB} との時間遅れは発生しないはずであるが、結果は小さいながらも時間遅れが見られ、またゲインも 1 ではない。これは対気情報を出力する ADS には一次遅れ及びむだ時間を含んだモデル化をしているのに対し、慣性情報を出力する IMU は真値を出力するものとしてモデル化しているため、2 章(8)式の左辺の V_{an} と V に ADS の一次遅れおよび時間遅れに起因する不整合があるためである。この補正を行えば β と β_{FB} との時間遅れおよびゲインの低下は解消される。この [方式 B2] でも [方式 B1] と同様カットオフ周波数を下げるに従い推定精度、応答特性が改善されることが (c)~(e) 図よりわかる。 β と β_{FB} との時間遅れおよびゲインの低下についても改善されているが、これは 2 章(8)式の内、ADS モデルの一次遅れ及びむだ時間の影

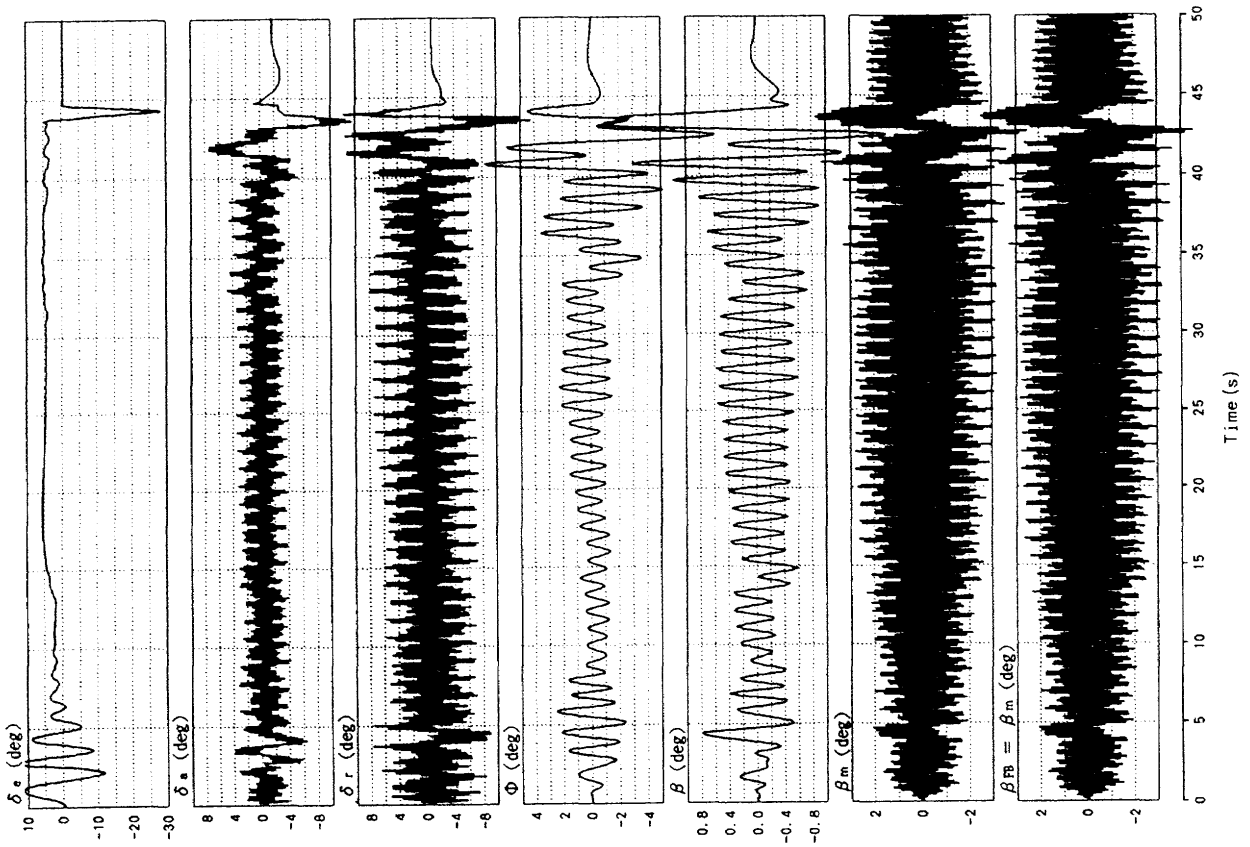


図 3.1-2 外乱なし, β 計測値をフィードバック

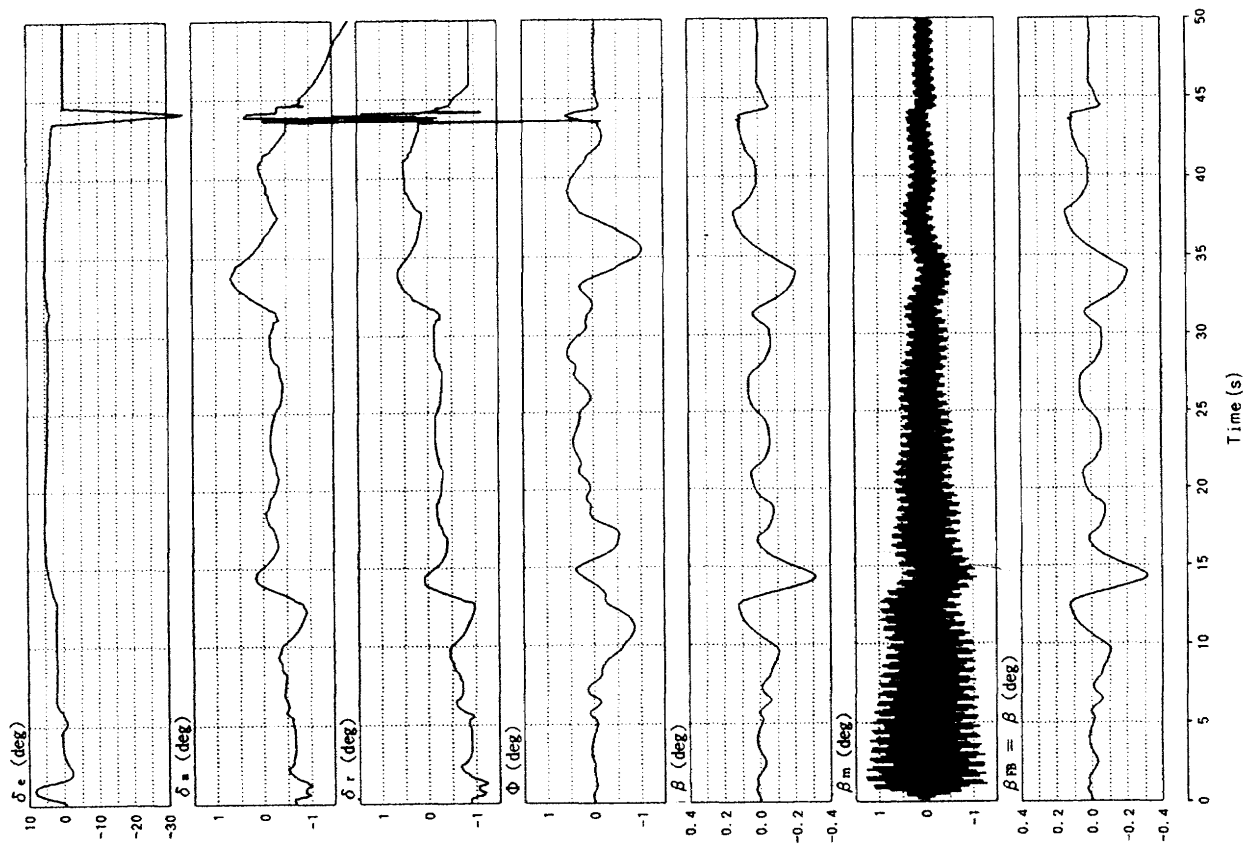


図 3.1-1 外乱なし, β 真値をフィードバック

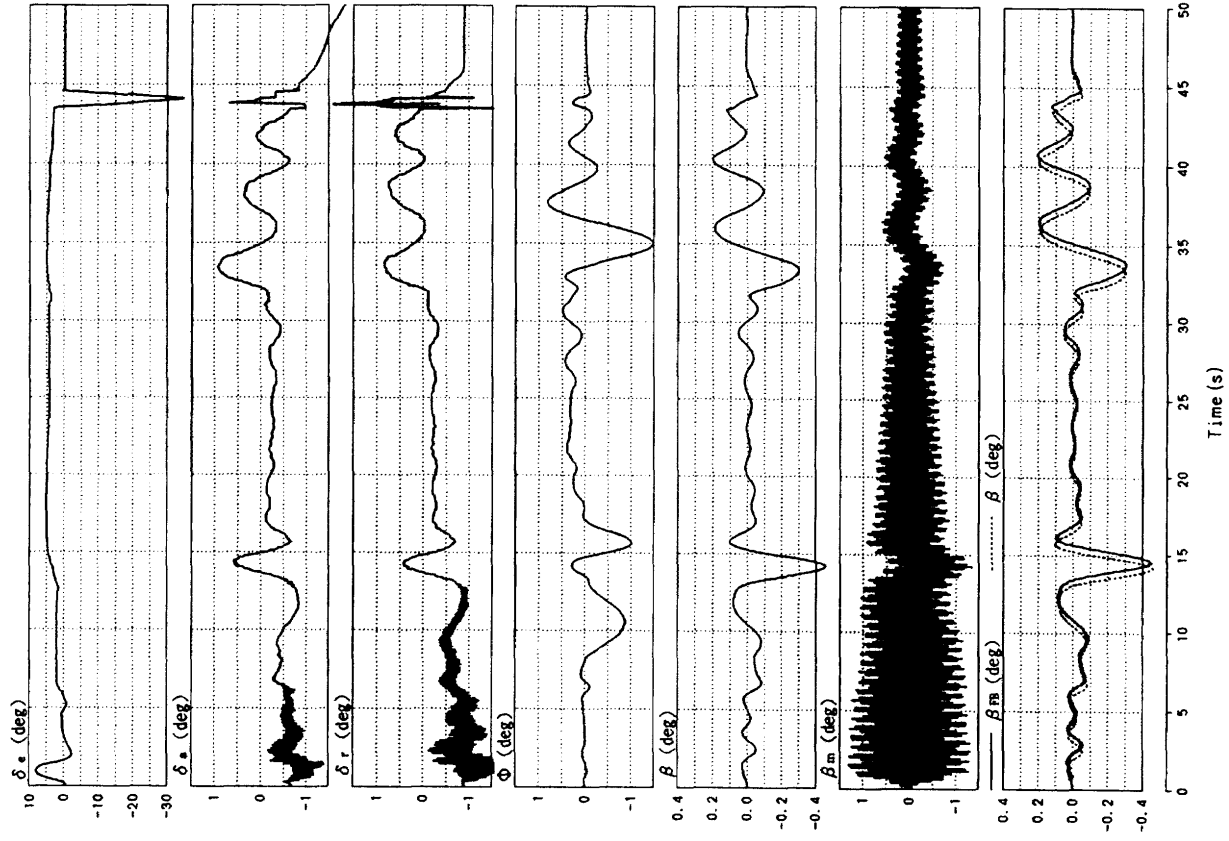


図 3.1-3(b) 外乱なし, β 計測値をフィルタリング
(2Hz, BW フィルタ) してフィードバック

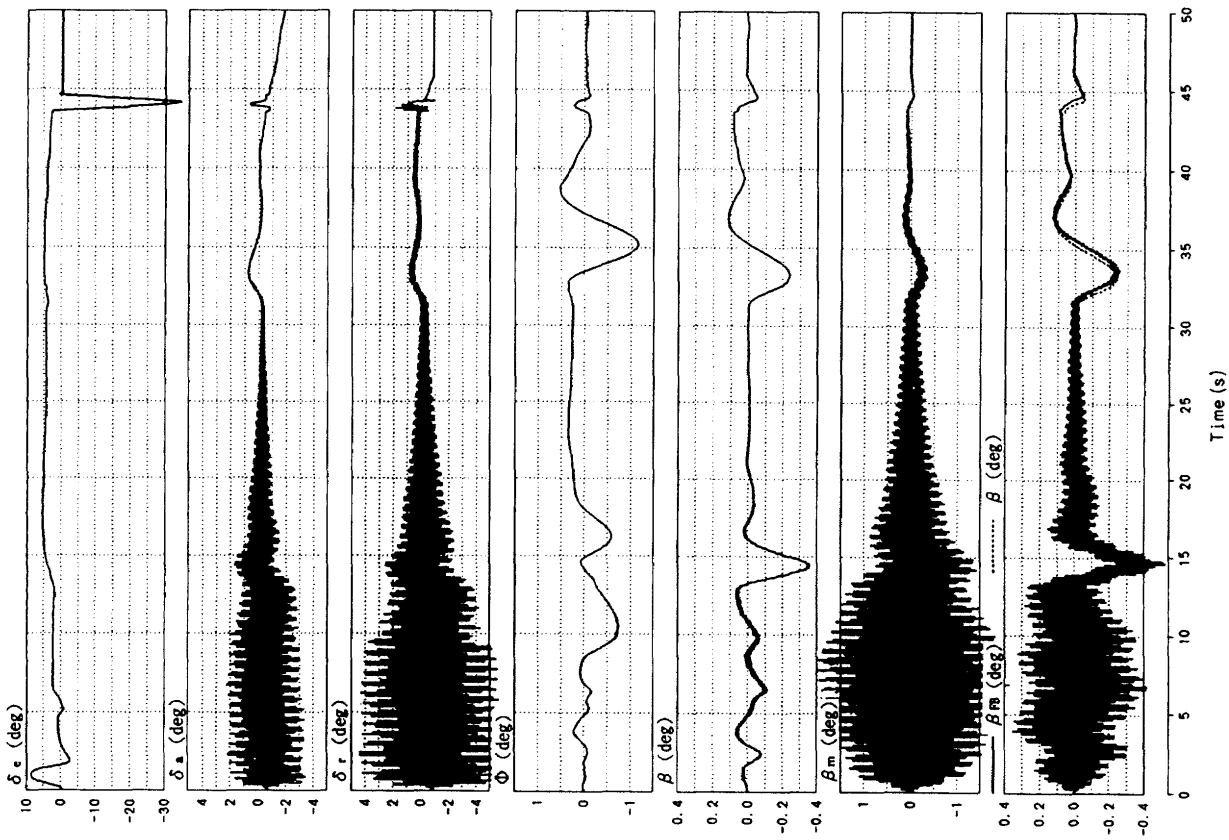


図 3.1-3(a) 外乱なし, β 計測値をフィルタリング
(4Hz, BW フィルタ) してフィードバック

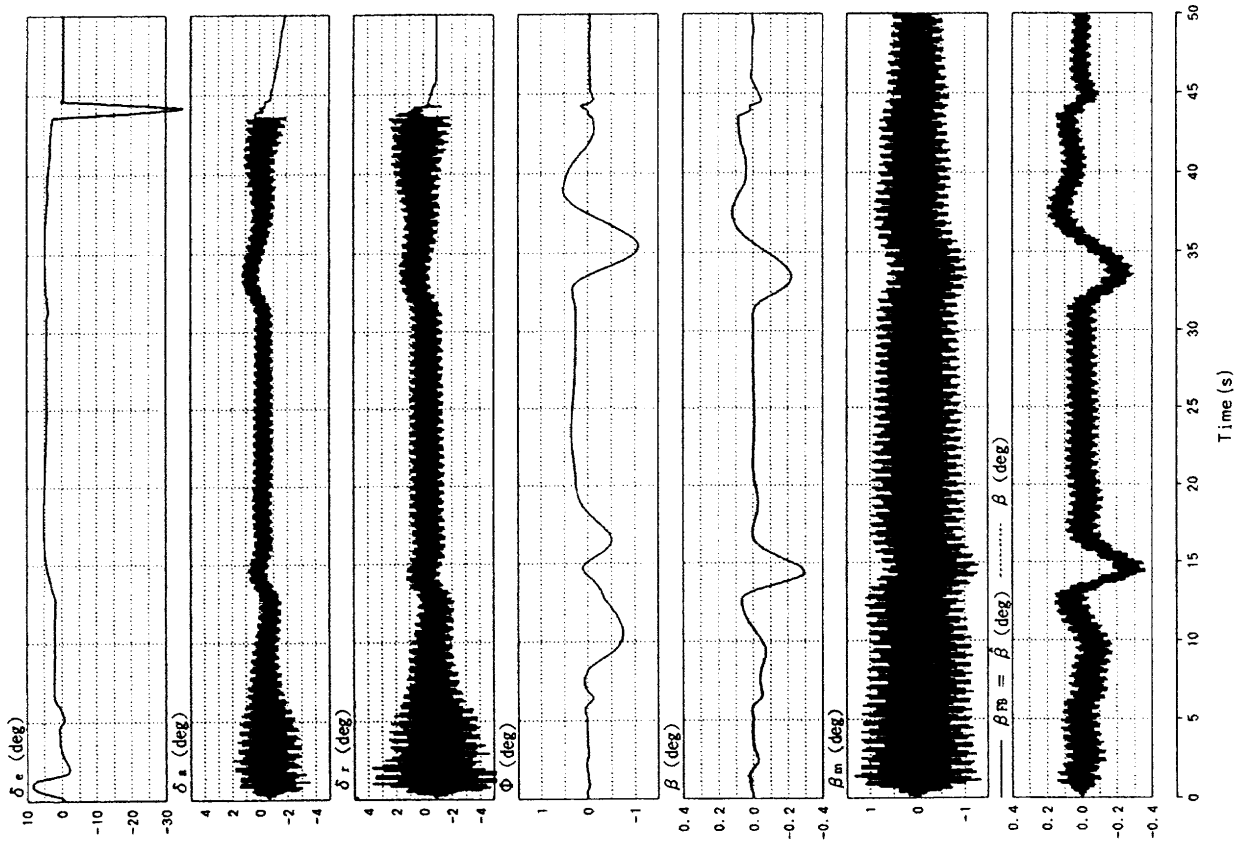


図 3.1-4(a) 外乱なし、慣性情報を用いて補正 (0.25 秒、1 次フィルタ) した β をフィードバック

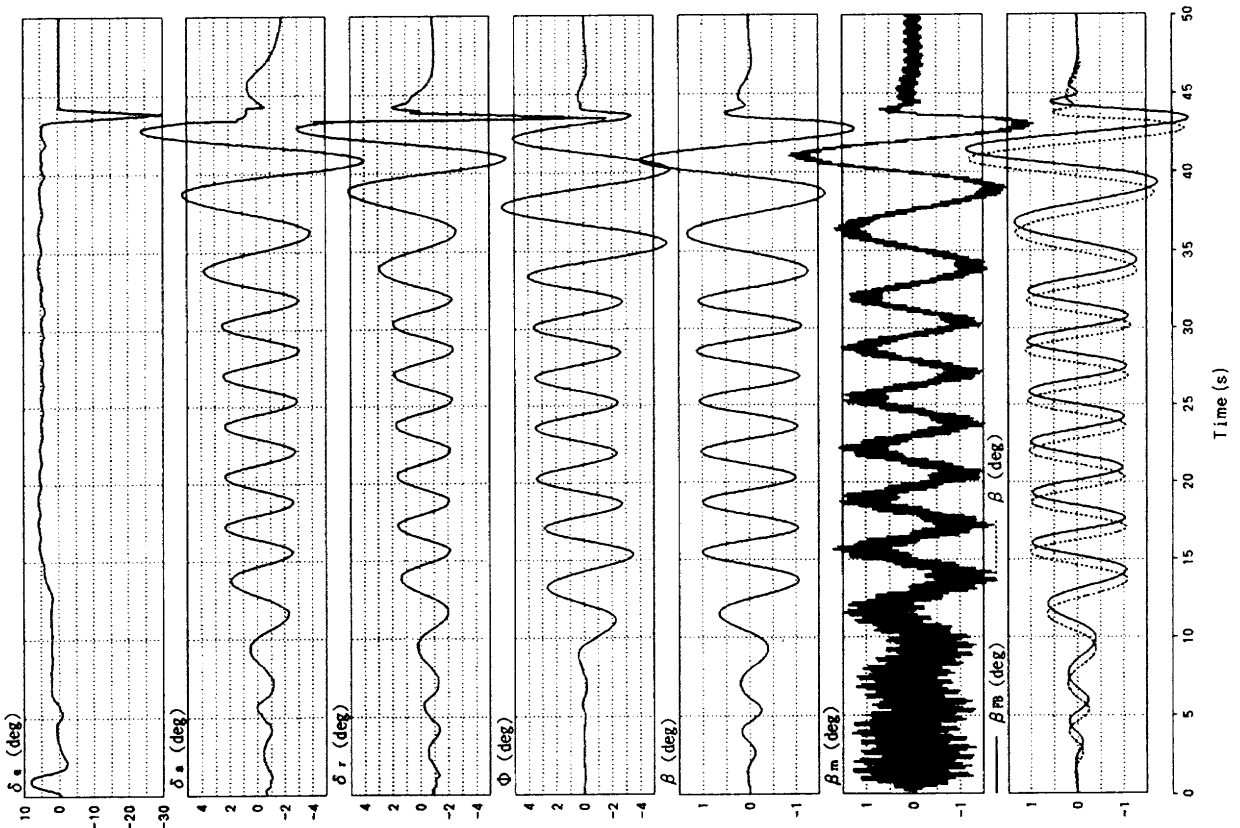


図 3.1-3(c) 外乱なし、 β 計測値をフィルタリング (1 Hz, BW フィルタ) してフィードバック

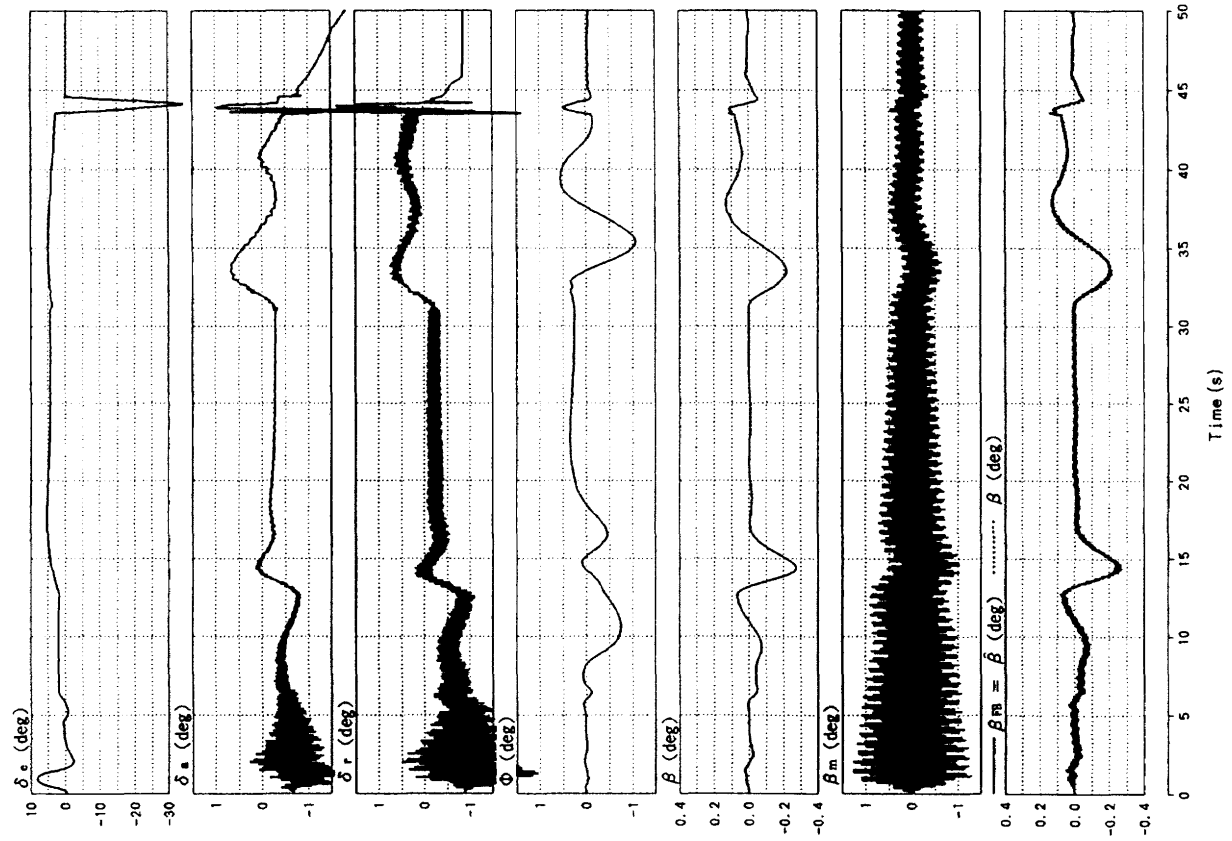


図 3.1-4(c) 外乱なし, 慣性情報を用いて補正 (1.0 秒, 1 次フィルタ) した β をフィードバック

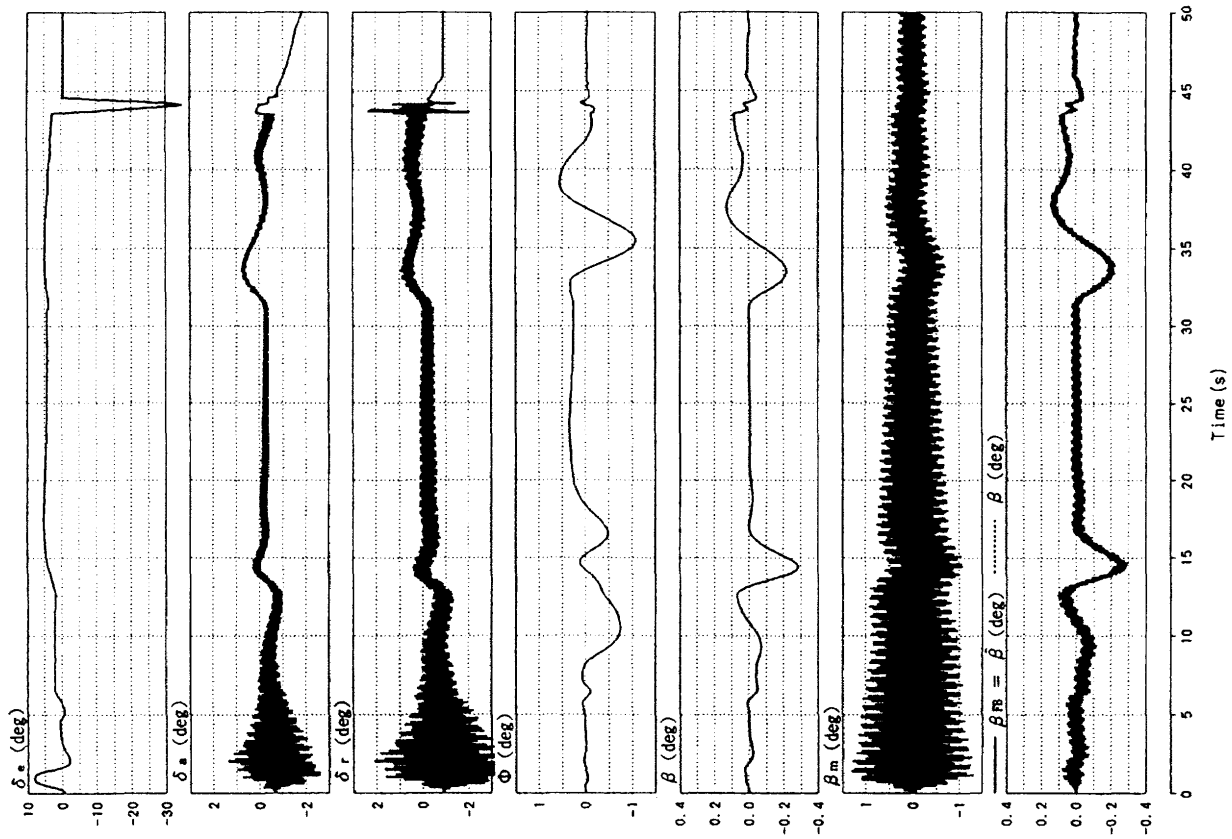


図 3.1-4(b) 外乱なし, 慣性情報を用いて補正 (0.5 秒, 1 次フィルタ) した β をフィードバック

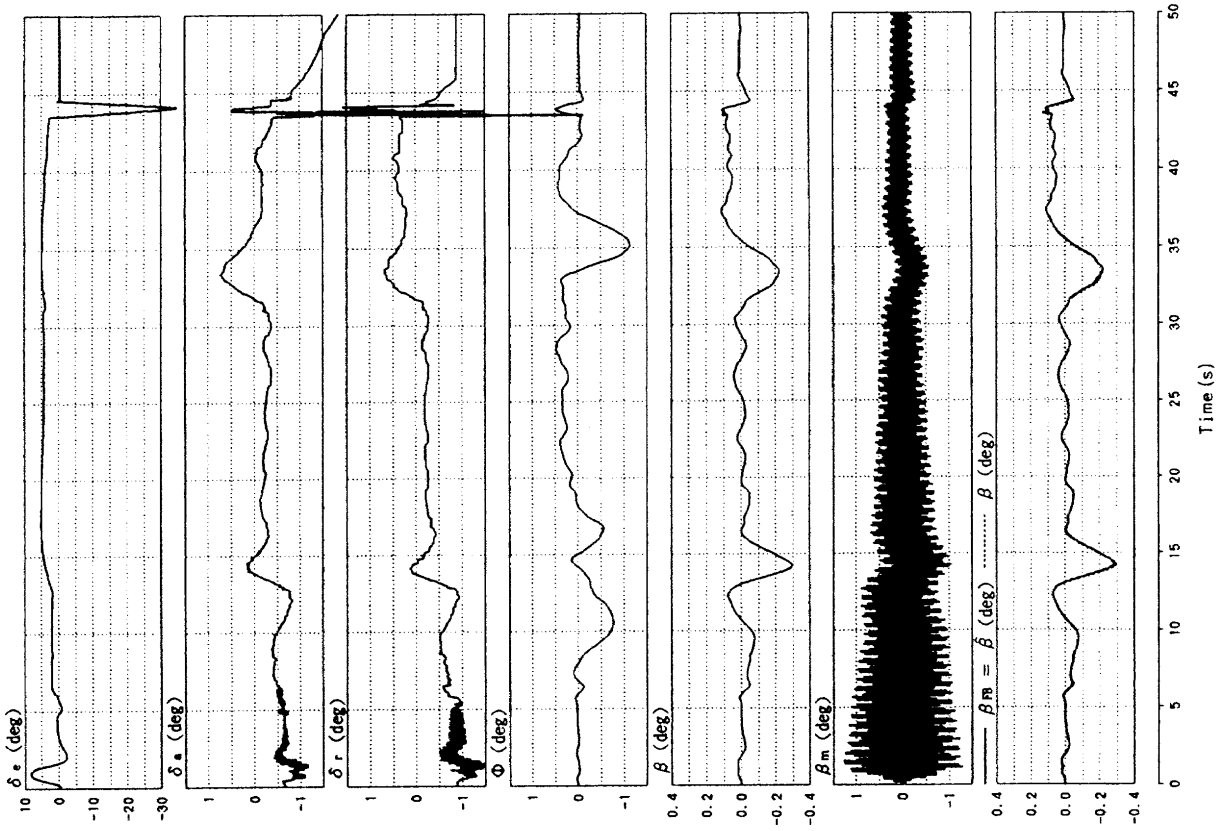


図 3.1-4(c) 外乱なし, 慣性情報を用いて補正 (4.0 秒, 1次フィルタ) した β をフィードバック

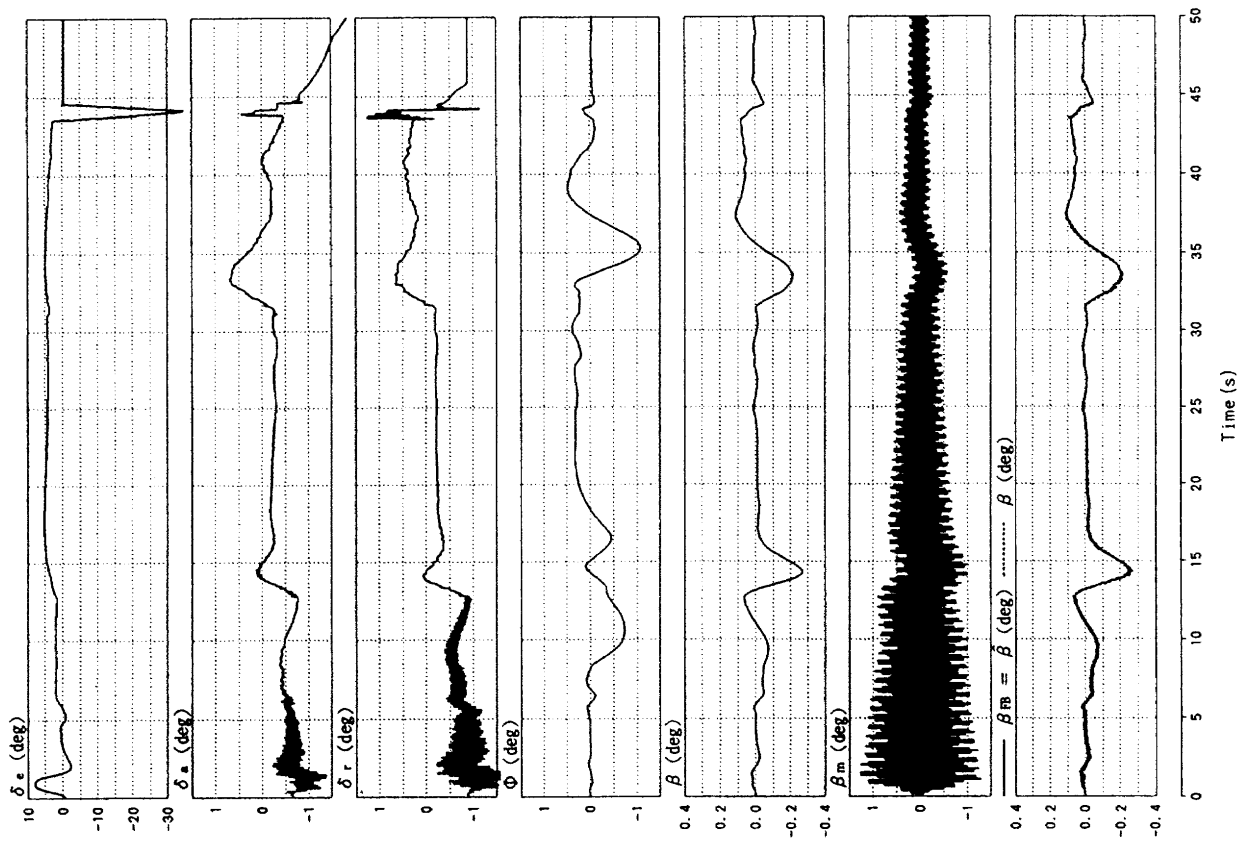


図 3.1-4(d) 外乱なし, 慣性情報を用いて補正 (2.0 秒, 1次フィルタ) した β をフィードバック

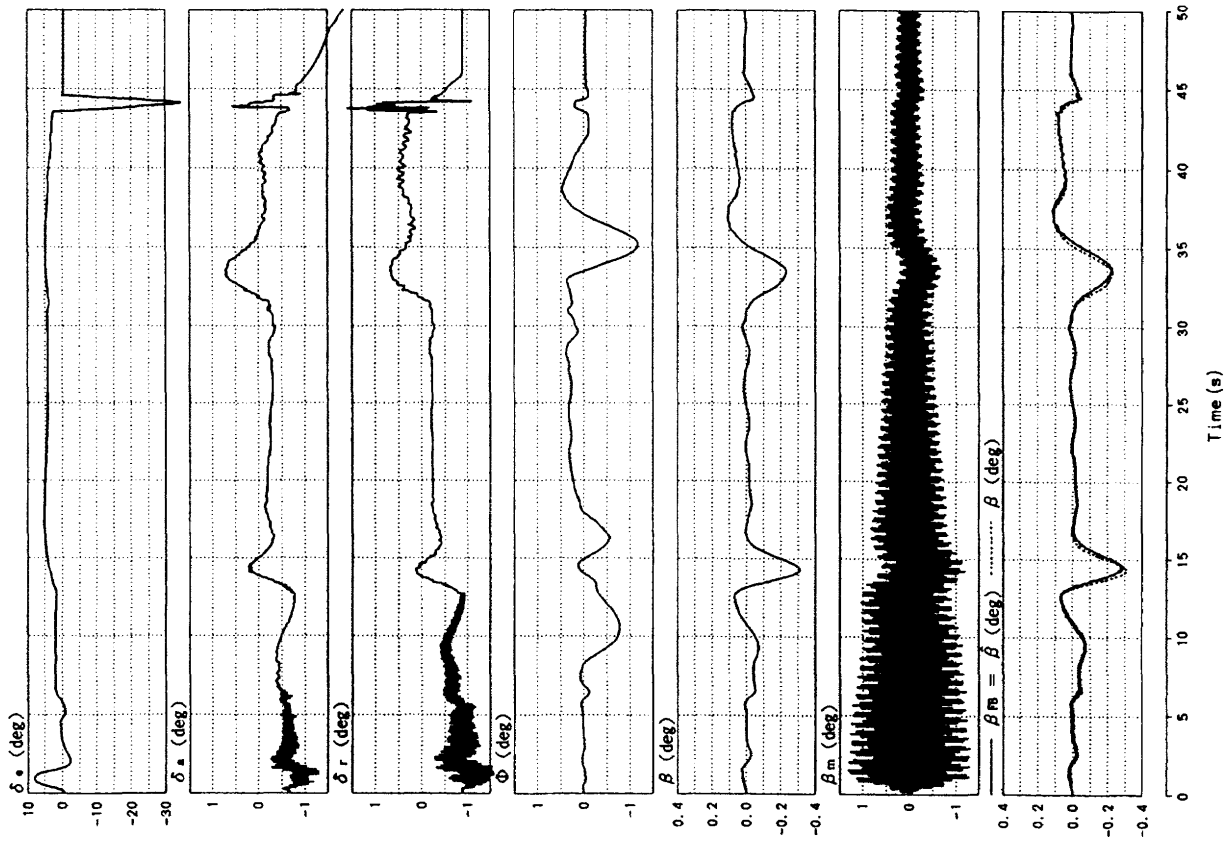


図 3.1-5(b) 外乱なし, 慣性情報を用いて補正 (2 Hz, BW フィルタ) した β をフィードバック

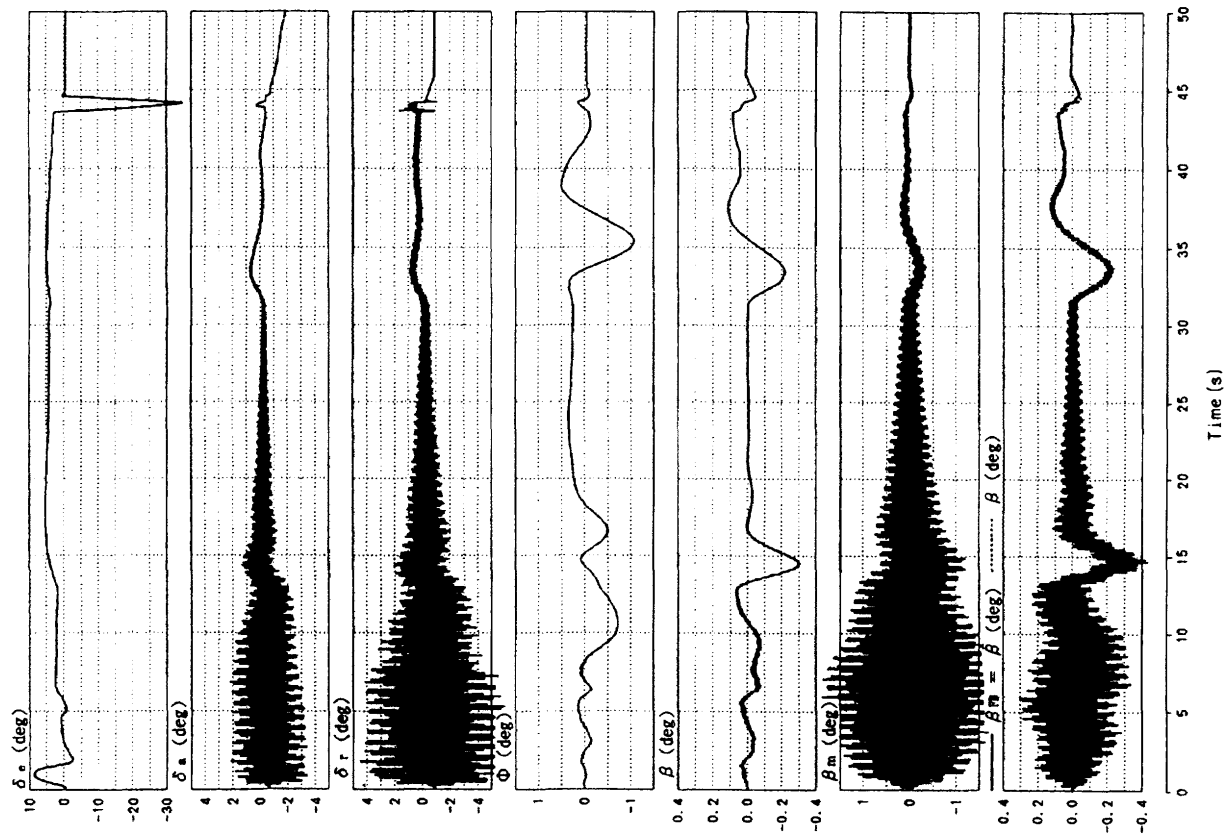


図 3.1-5(a) 外乱なし, 慣性情報を用いて補正 (4 Hz, BW フィルタ) した β をフィードバック

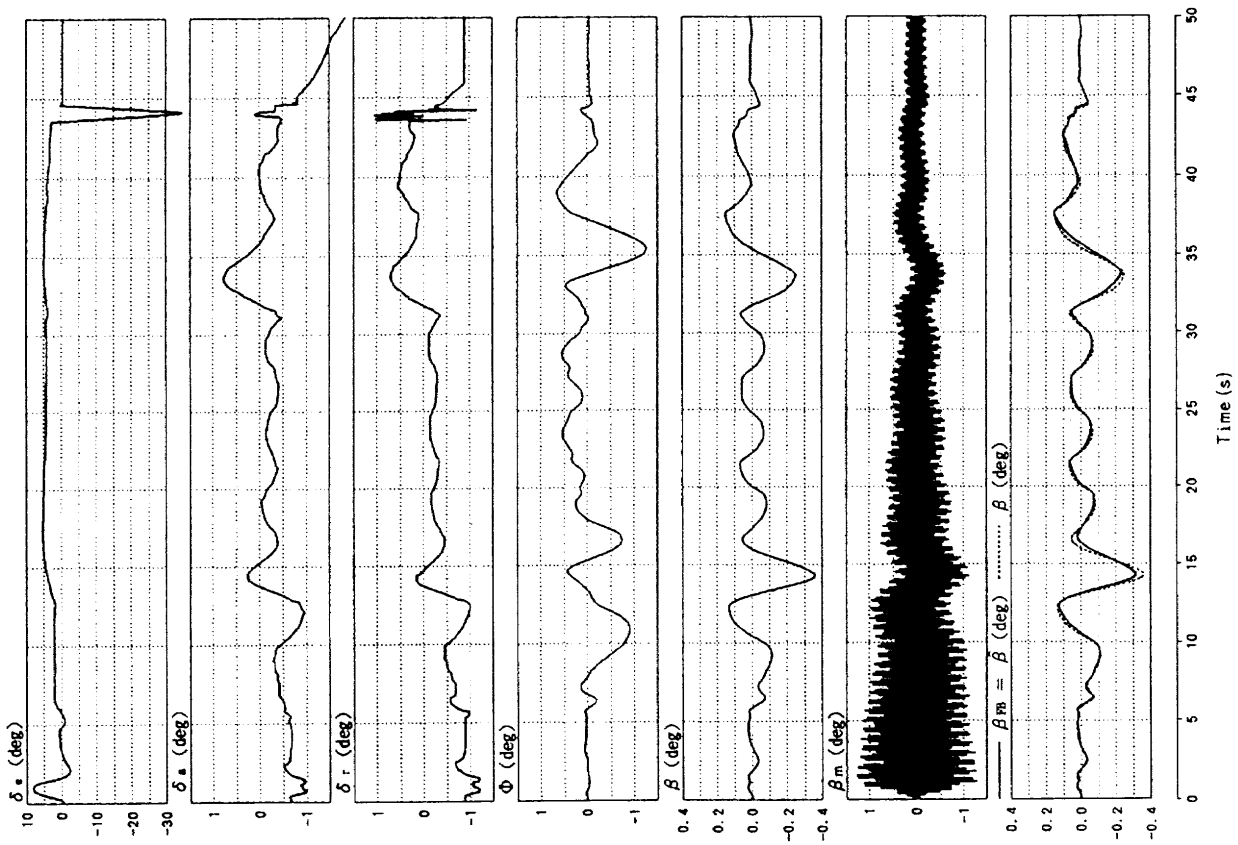


図 3.1-5(d) 外乱なし, 慣性情報を用いて補正 (0.5 Hz, BW フィルタ) した β をフィードバック

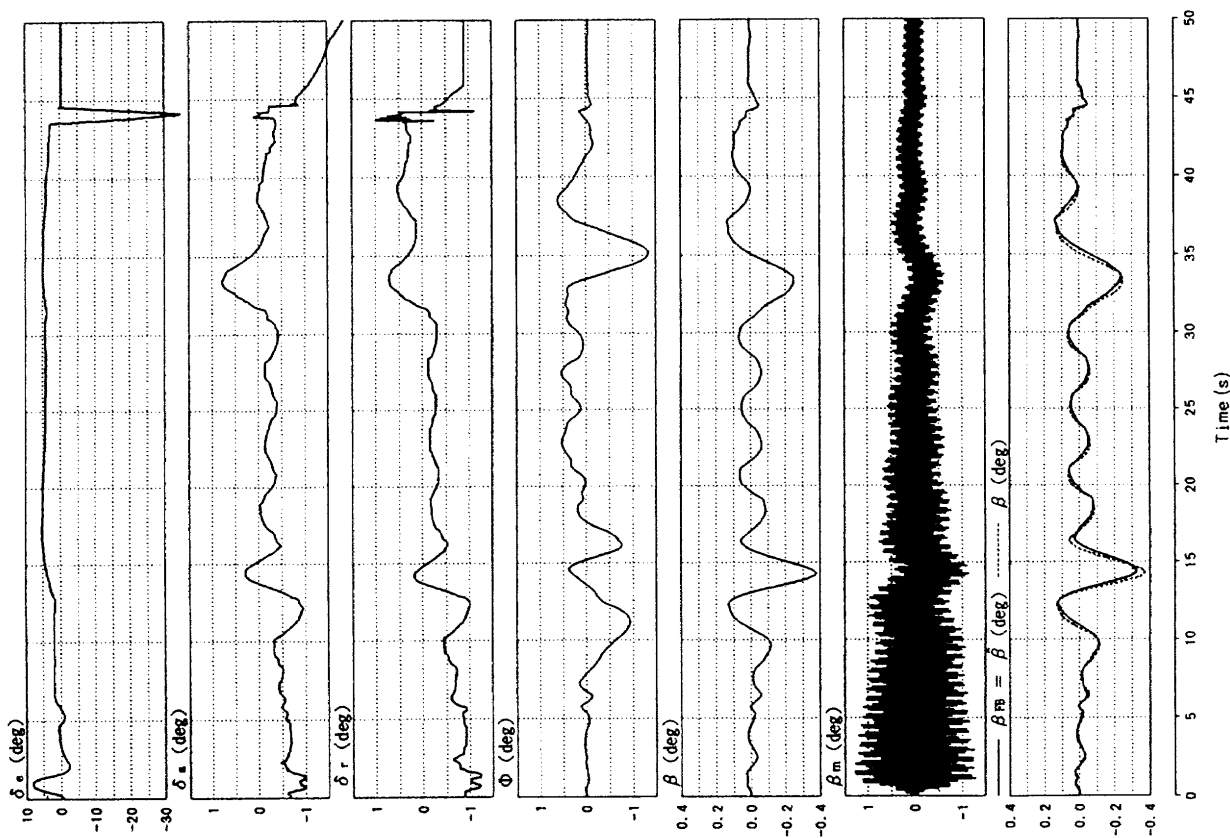


図 3.1-5(c) 外乱なし, 慣性情報を用いて補正 (1 Hz, BW フィルタ) した β をフィードバック

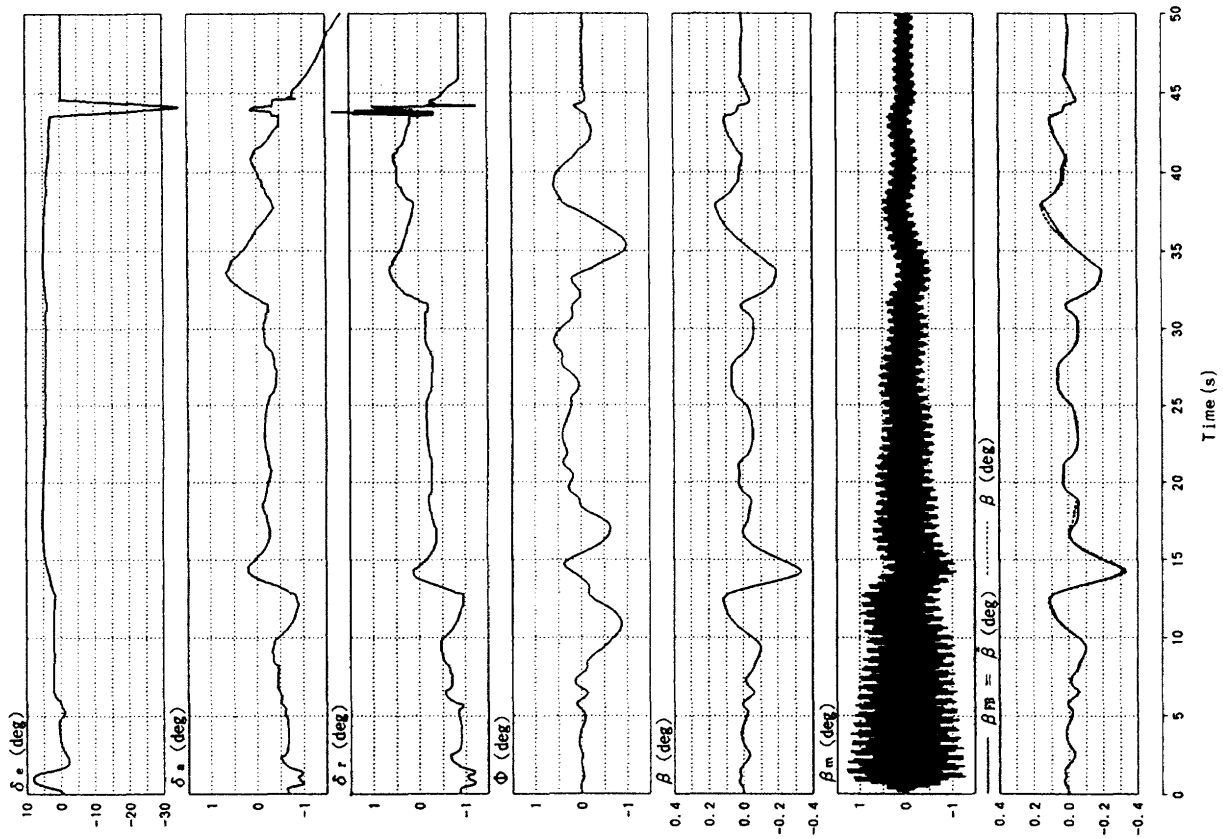


図 3.1-5(c) 外乱なし，慣性情報を用いて補正 (0.25 Hz, BW フィルタ) した β をフィードバック

響で現れた成分もフィルタリングされるためである。

以上のシミュレーション結果をまとめると

- ・ [方式 A] ではカットオフ周波数 2 Hz の場合のみ使用可
 - ・ [方式 B1] ではフィルター時定数が 2 秒以上で使用可であり，時定数を上げるほど結果は良好
 - ・ [方式 B2] ではカットオフ周波数が 2 Hz 以下で使用可であり，カットオフ周波数を下げるほど結果は良好
- ただし，[方式 B1] および [方式 B2] での時定数を上げていくほど，あるいはカットオフ周波数を下げて行くほど結果が良好になるというのは IMU による慣性 β を直接フィードバックする状態に近づくためであり，これは大気擾乱なしの場合においてのみ成り立つ結果である。そこで 3.2 節および 3.3 節で大気擾乱中でのシミュレーションを実施し，評価を行う。

3.2 横風および連続突風下での飛行

ここでは大気擾乱として横風と連続突風を与え，その下での着陸シミュレーションを行った。与えた風条件および初期釣り合い状態は以下の通りである。

定常風

- シア・モデル : MIL-F-8785 C⁵⁾
- 強さ : 高度 20ft における風速 5.144 m/s (10 kt)
- 方向 : 滑走路に直交，飛行方向に向

かって右から左

連続突風

- モデル : MIL-F-8785 C (Dryden モデル)
 - 強さ : $\sigma = 0.5144 \text{ m/s}$ (1.0 kt)
- 比較のため，時間関数として全ケース同じ連続突風を与えた。

初期釣り合い状態

- 姿勢: $\Phi = \Theta = 0.0^\circ$ ($\alpha = \beta = 0.0^\circ$)
- $\Psi = 8.91^\circ$
- 舵角: $\delta_e = -0.412^\circ$
- $\delta_a = -0.668^\circ$
- $\delta_r = -0.886^\circ$
- $\delta_{sb} = 0.0^\circ$
- $\delta_{br} = 0.0^\circ$

図 3.2-1 は今回与えた風の内，滑走路座標 y 軸方向の風成分の例を示したものであり，横軸に風速 V_{we} ，縦軸に高度 H を示している。各シミュレーションケースとも定常風については滑走路座標成分の形で高度の関数として同じものを，連続突風としては機体座標成分の形で時間関数として同じものを与えた。従って図 3.2-1 のように風を滑走路座標成分高度の関数として示した場合は，突風成分のみ各シミュレーションケースごとに若干異なることになる。なお，今回のシミュレーションでは風モデルと

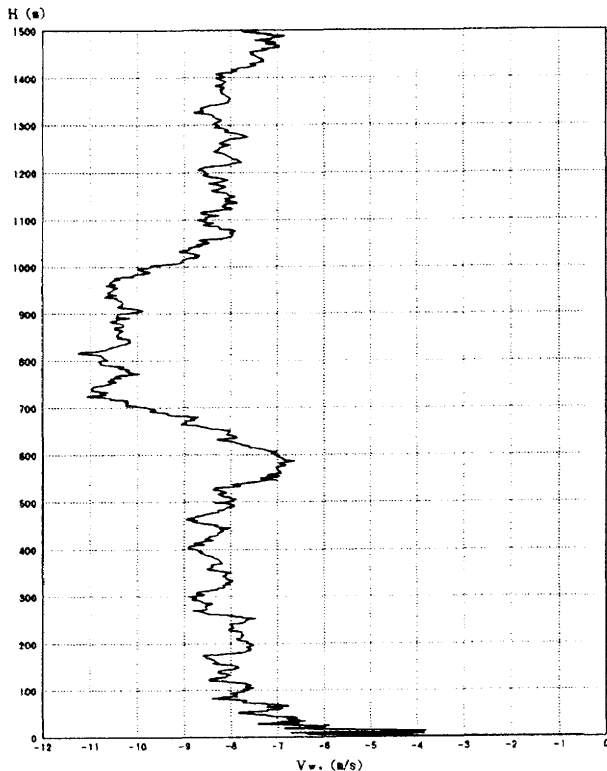


図 3.2-1 高度：滑走路座標 y 軸方向風の例

して一般的な MIL-F-8785 C モデルを用いたが、ALFLEX の設計では独自の風モデルを構築し⁶⁾、使用した。これらの 2 種類のモデルと ALFLEX 風モデルの基本となっている MIL-F-9490D の風モデルの計 3 種類のモデルの比較を付録 C に示す。ただし今回与えた風はモデルの型は MIL-F-8785 C に従っているが、その強さは同文献に示された軽程度以下であり、ほぼ ALFLEX 風モデルと一致させている。

図 3.2-2 は β 真値を制御系にフィードバックした場合であり、前節の図 3.1-1 と同様、目標とすべき仮想シミュレーションである。

図 3.2-3 は [方式 A] の中で前節で唯一使用可としたカットオフ周波数 2 Hz の場合の結果である。0.5 秒程度の時間遅れが β と β_{FB} との間に見られ、そのため図 3.2-1 の真の β フィードバックの場合に比べて低い周波数の変動が横・方向変数および舵面に見られるが、大きな問題となる程ではない。逆に高周波の振動はフィルタリングの効果で見られず、飛行は可能である。

図 3.2-4 は [方式 B1] の中で前節で使用可能となったフィルタ時定数の内、最大のものである 2 秒をとった場合の結果である。 β と β_{FB} との間に大きな推定誤差が見られ、そのために ϕ , β , V の横変数に大きな変動が見られ

る。 β_{FB} の推定誤差は時刻 13 秒、時刻 21 秒付近で最も大きく、 $\pm 1^\circ$ (真値の 100%) 近くに達している。このように大きな推定誤差が生じた原因を考えるため、図 3.2-4 [その 4] に内部計算において実際にフィルタリングされている変数である滑走路座標軸方向の風を示す。上から 2 チャートずつ、滑走路座標 x 軸, y 軸および z 軸方向の風であり、各々上のチャートに ADS 情報より求められた風の計測値 (2 章(11)式左辺の各成分), 下のチャートに実線で真の風 (U_{we}, V_{we}, W_{we}), 破線で計測値をフィルタリングすることにより得られた準定常風の推定値 (2 章(11)式右辺の各成分) を示している。このうち β の推定に最も影響するのは y 軸方向の風であるが、第 4 チャートを見ると時刻 13 秒および 21 秒付近ではフィルターの位相遅れの影響で横風推定値が真値に対して ± 1.4 m/s 程度の誤差を持っている。これはその時の横風の値 $-7 \sim -10$ m/s から見れば極端に大きなものではない (約 12 ~ 17%)。しかし、このとき機体は制御により正の方向にヨー姿勢角をとっているため、横風の絶対値である $7 \sim 10$ m/s という値は機体の対気姿勢 β には直接現れないが、一方その推定誤差は対気姿勢推定誤差の推定に直接影響し、

$$\begin{aligned} \beta \text{ 推定誤差} &\cong (\text{横風推定誤差}) / (\text{対気速度}) \\ &\cong (\pm 1.4 \text{ m/s}) / (80 \text{ m/s}) \\ &\cong \pm 0.0175 \text{ rad} = \pm 1^\circ \end{aligned}$$

となったものである。すなわち β に対して機体のヨー姿勢角分だけバイアスを持った横風をフィルタリングする [方式 B1] および [方式 B2] は β を直接フィルタリングする [方式 A] に比べて大きな β 推定誤差を生じることになる。[方式 B1] の場合、フィルター時定数を小さくすると位相遅れがさらに大きくなり、 β 推定誤差も大きくなるため、[方式 B1] は使用不可という結論が得られる。

図 3.2-5(a)および(b)は [方式 B2] について、フィルタのカットオフ周波数を各々 2 Hz および 1 Hz とした場合の結果である。(a)図のカットオフ周波数 2 Hz では [方式 A] (図 3.2-3) とほぼ同程度の結果を示しており、使用可能であると言える。図 3.2-5(a) [その 4] に示した滑走路座標 3 軸方向風推定値も [方式 B1] に比べて真値に近い推定が行われている。(b)図のカットオフ周波数 1 Hz では 2 Hz の場合に比べて若干 β の推定誤差が大きくなり、その結果 β , ϕ , y の横・方向変数の変動が大きくなっているが飛行上の問題となる程ではない。この原因は図 3.2-5(a) [その 4] と図 3.2-5(b) [その 4] を比べればわかるようにフィルタのカットオフ周波数を下げたことにより横風推定値の位相遅れが大きくなったためである。

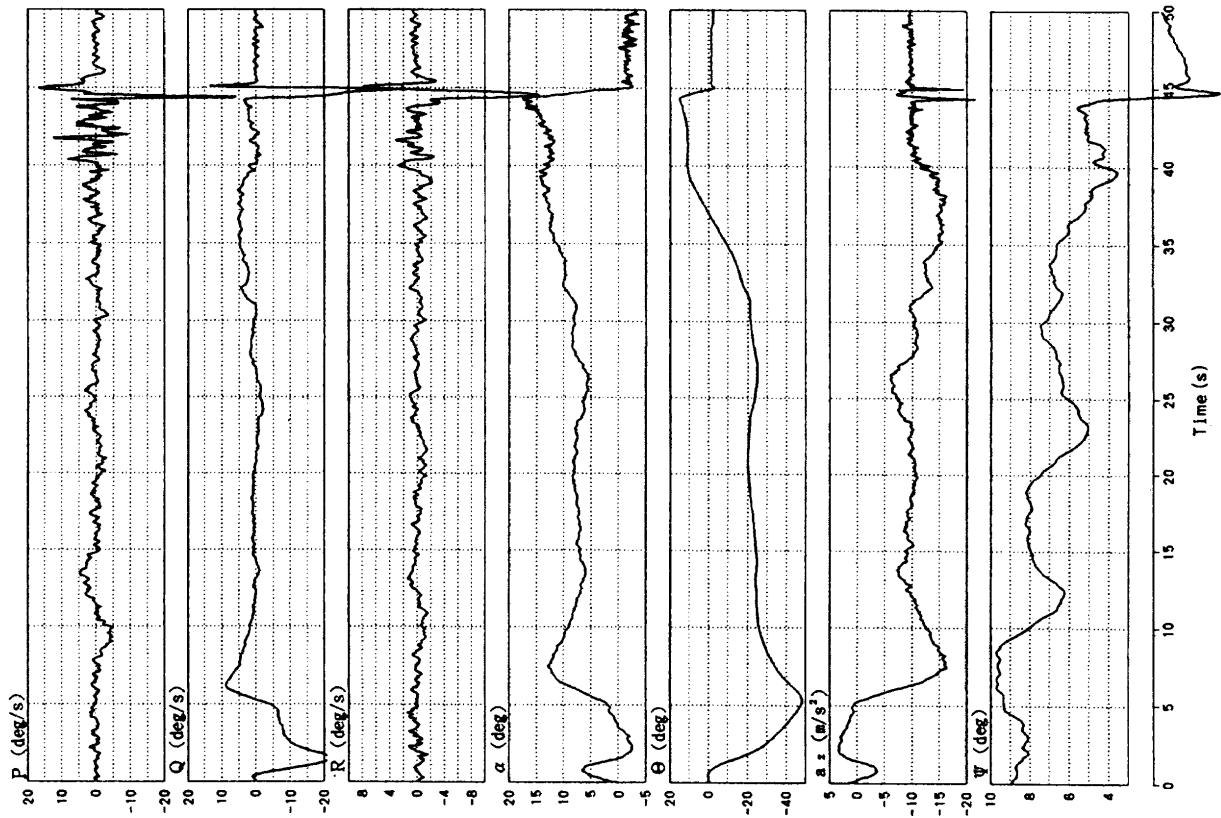


図 3.2-2 [その2] 横風+連続突風, β 真値をフィードバック

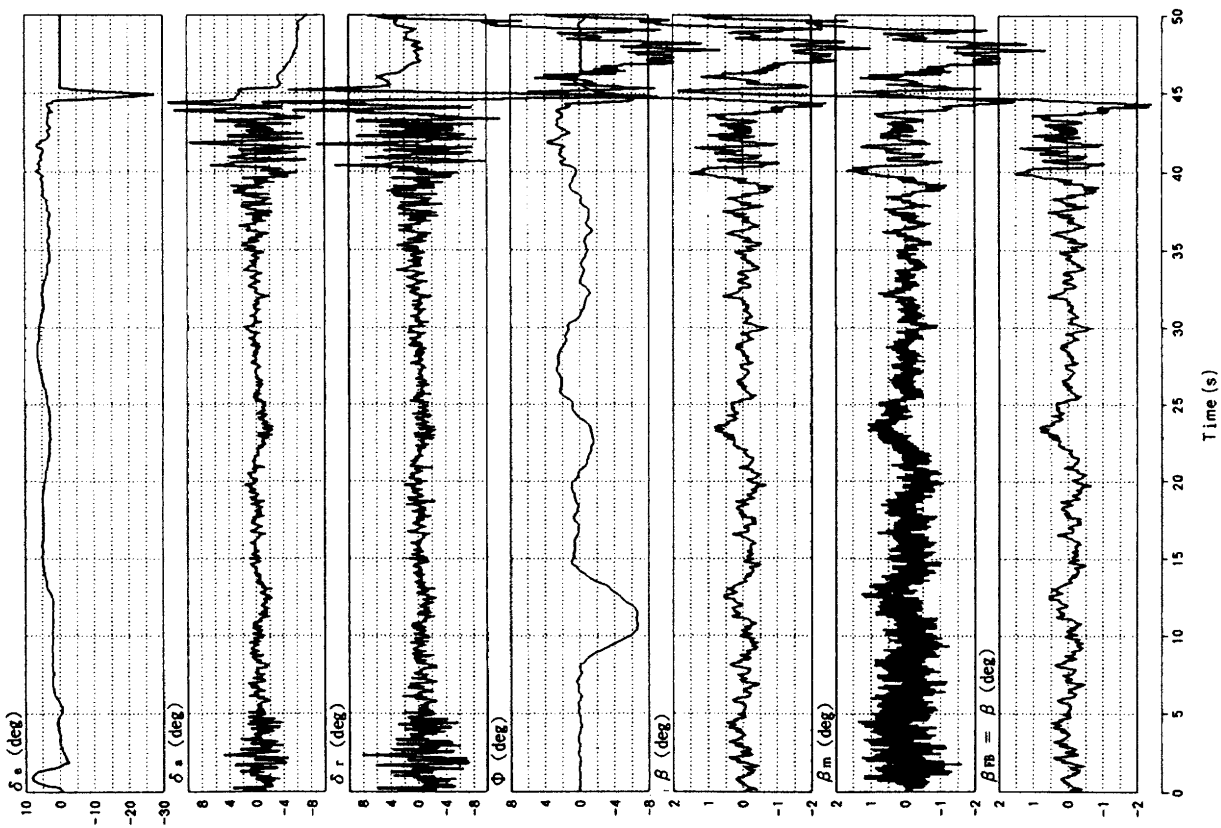


図 3.2-2 [その1] 横風+連続突風, β 真値をフィードバック

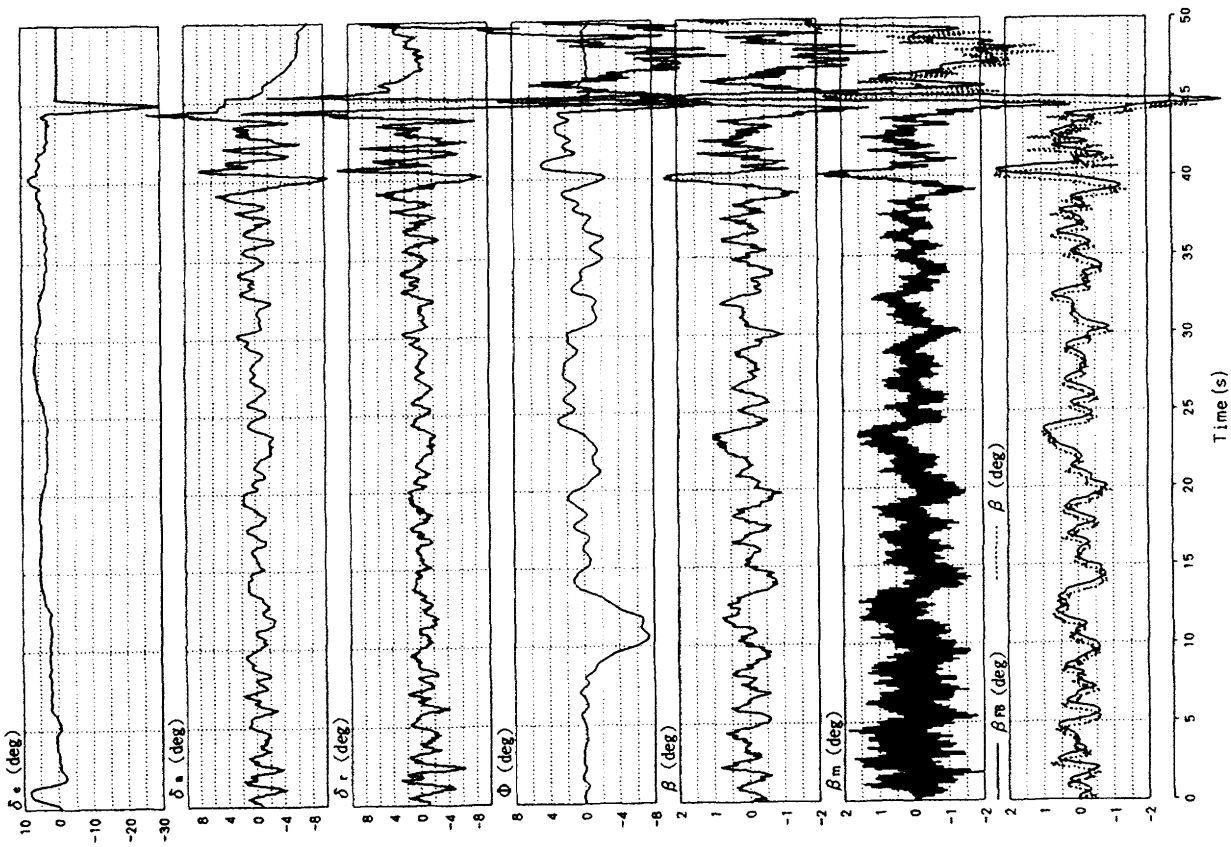


図 3.2-3 [その1] 横風 + 連続突風, β 計測値をフィルタリング (2Hz, BW フィルタ) してフィードバック

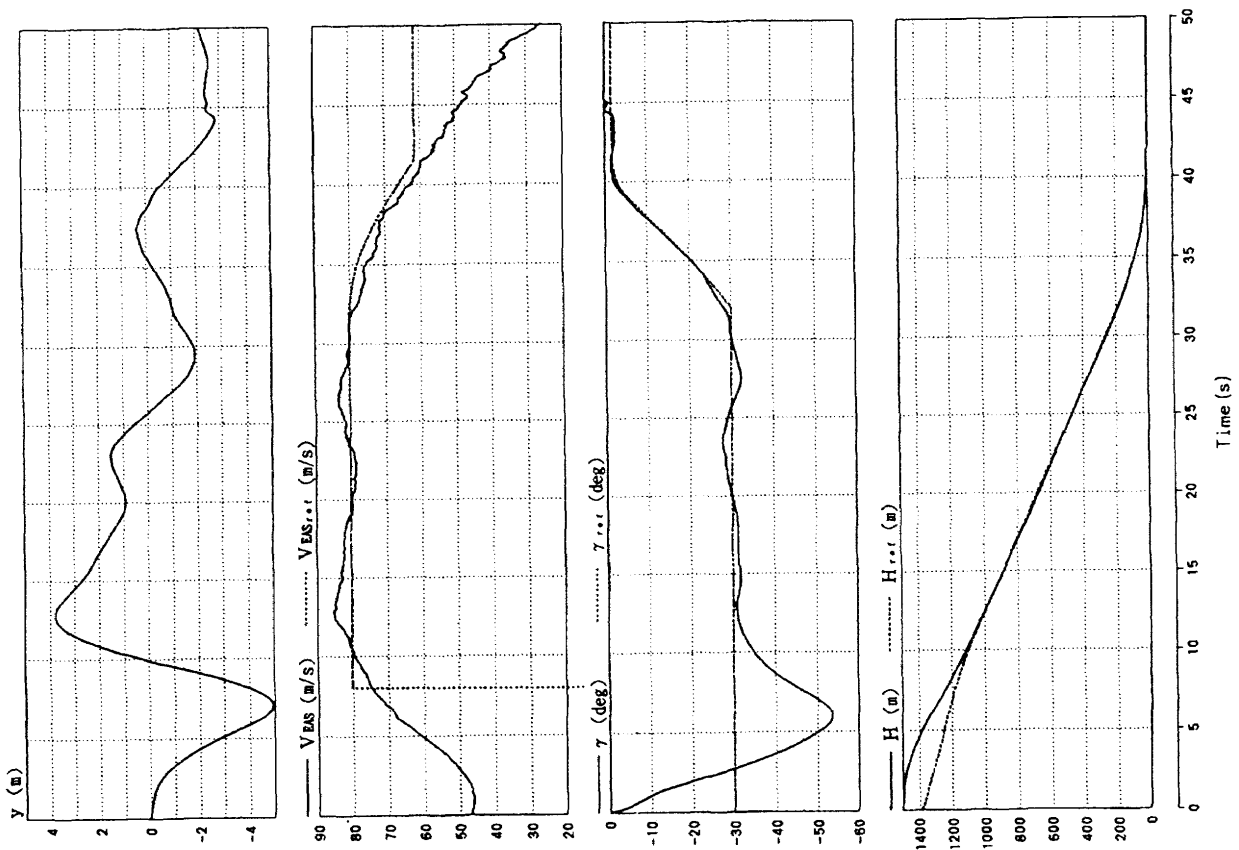


図 3.2-2 [その3] 横風 + 連続突風, β 真値をフィードバック

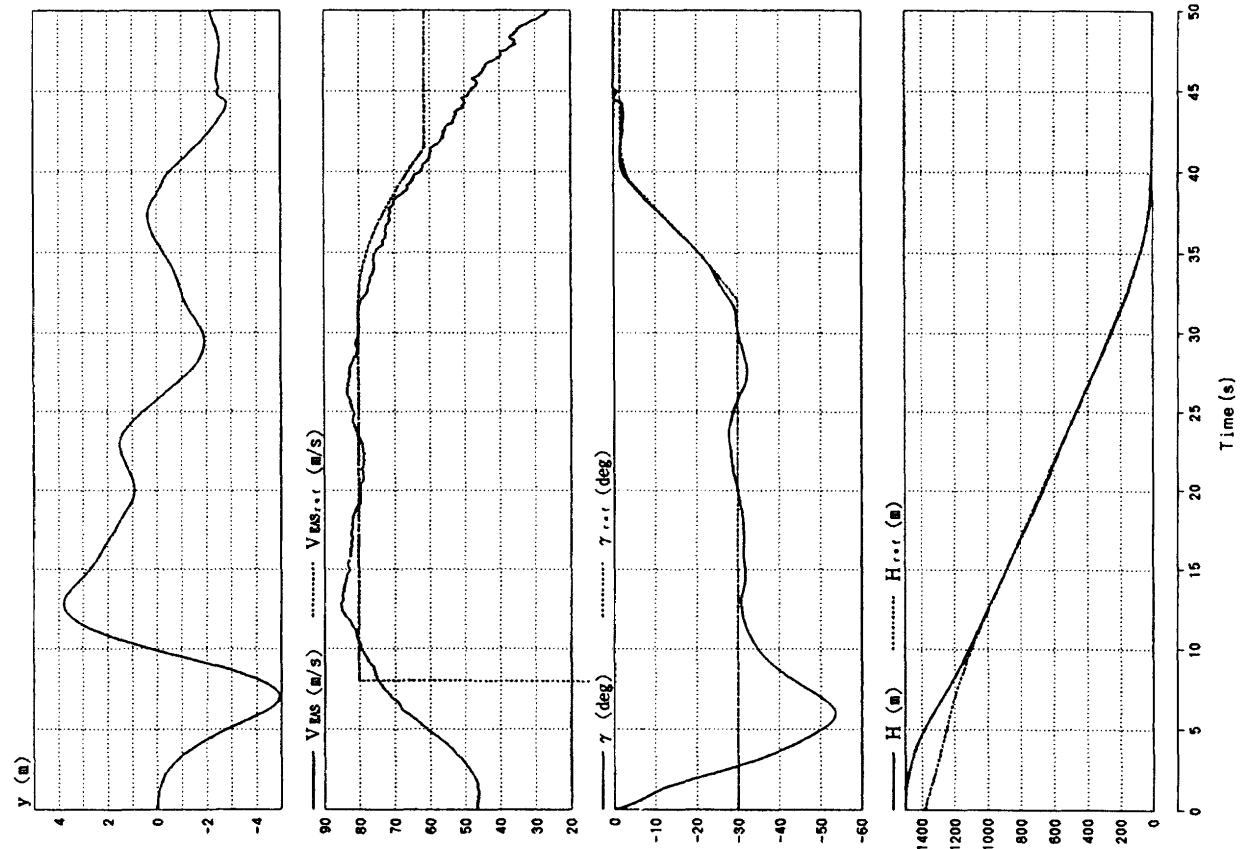


図3.2-3 [その3] 横風+連続突風, β 計測値をフィルタリング (2Hz, BW フィルタ) してフィードバック

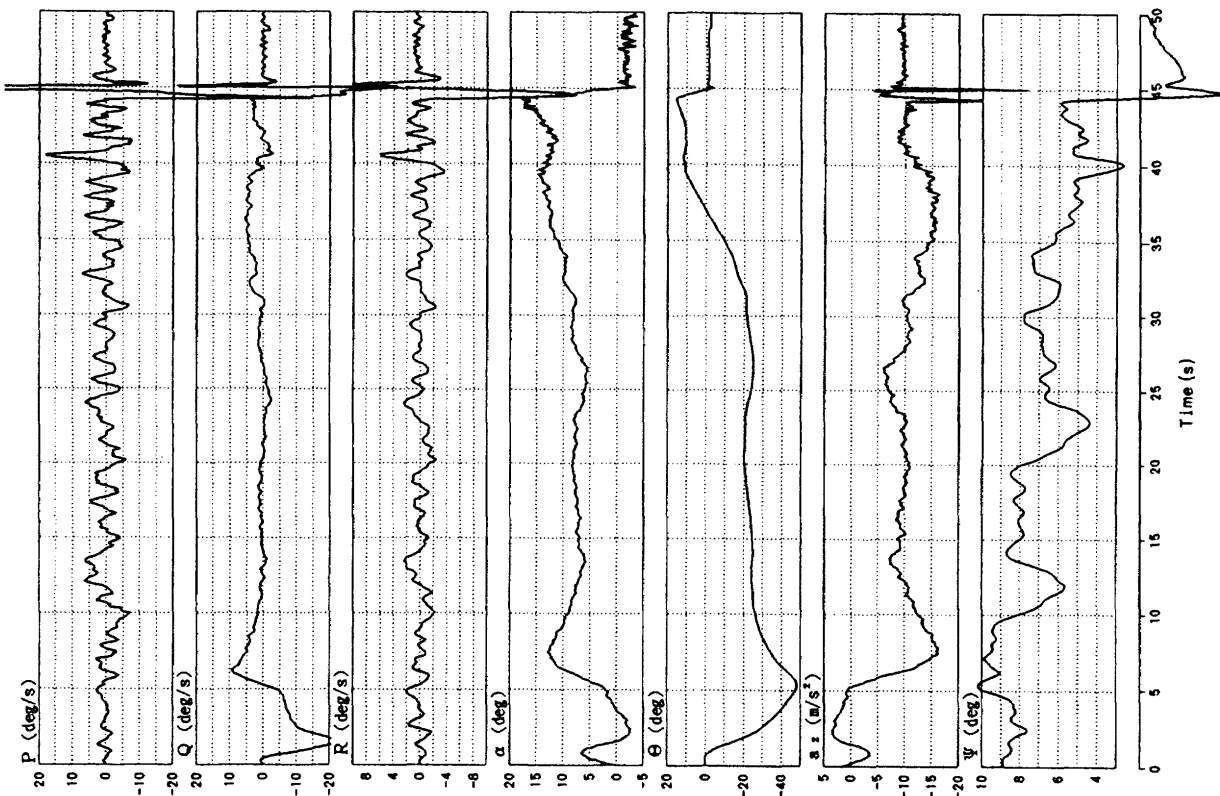


図3.2-3 [その2] 横風+連続突風, β 計測値をフィルタリング (2Hz, BW フィルタ) してフィードバック

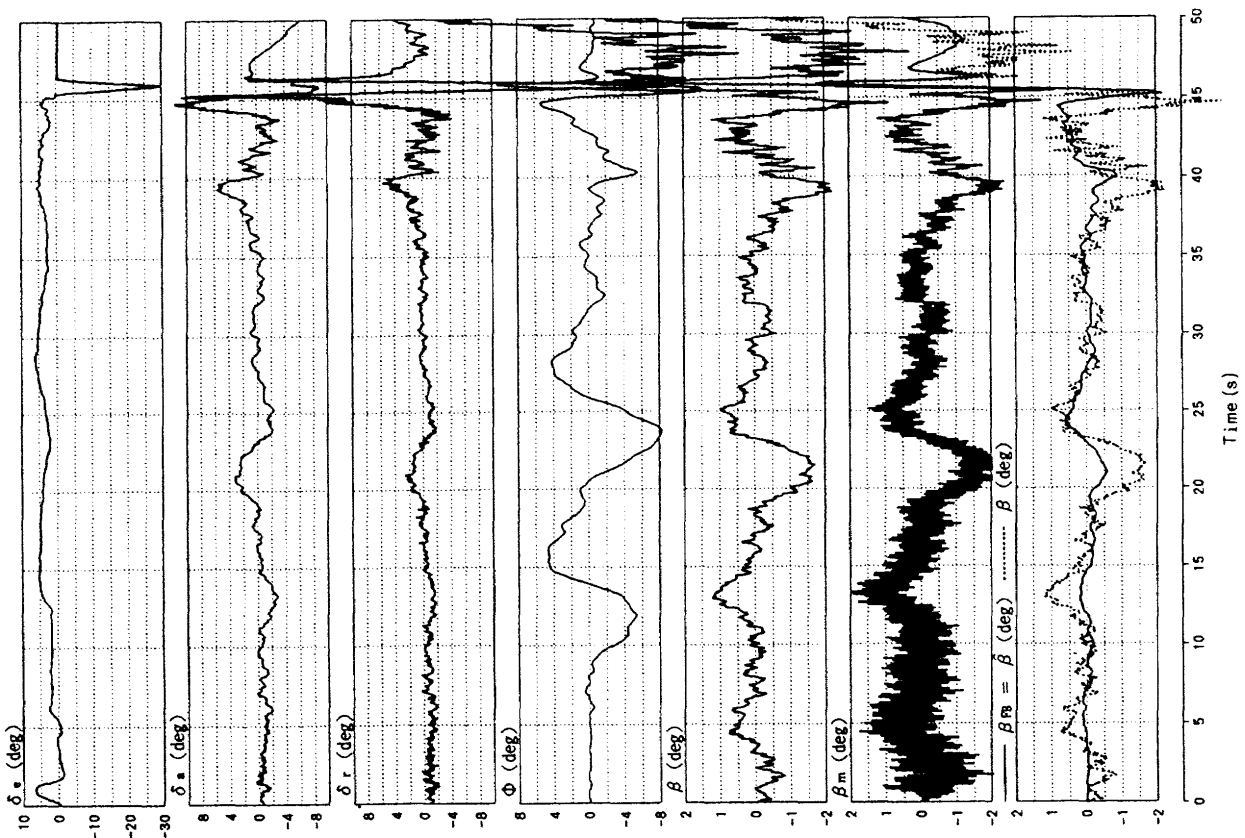
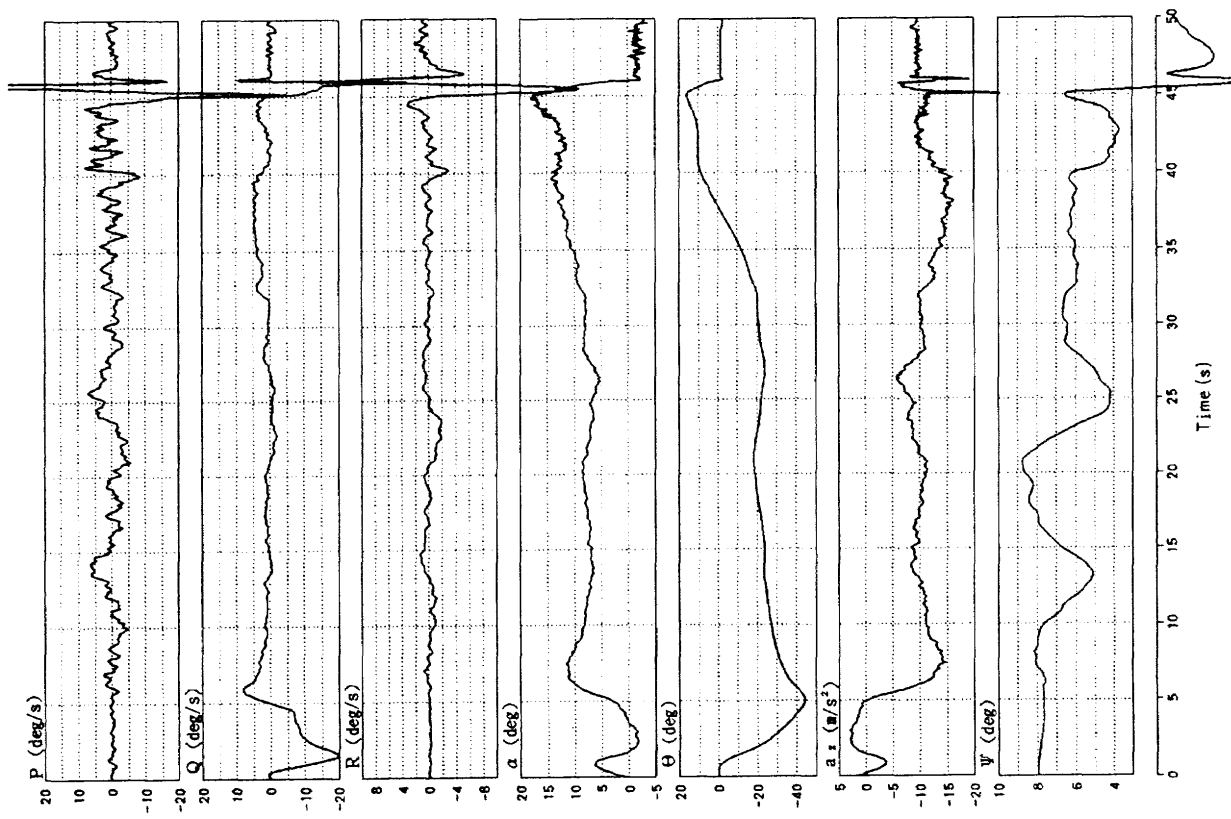


図3.2-4 [その2] 横風+連続突風, 慣性情報を用いて補正 (2.0秒, 1次フィルタ) した β をフィードバック

図3.2-4 [その1] 横風+連続突風, 慣性情報を用いて補正 (2.0秒, 1次フィルタ) した β をフィードバック

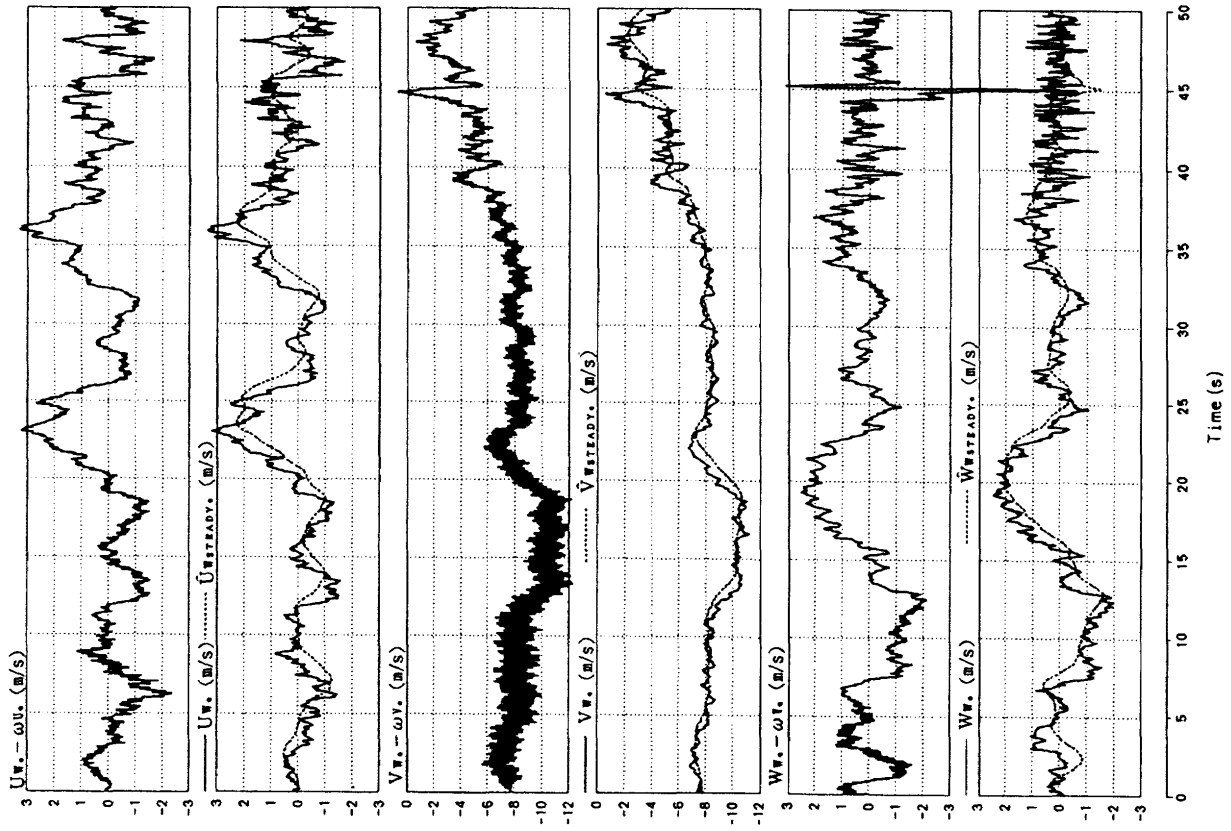


図 32-4 [その4] 横風+連続突風、慣性情報を用いて補正 (20秒, 1次フィルタ) した β をフィードバック

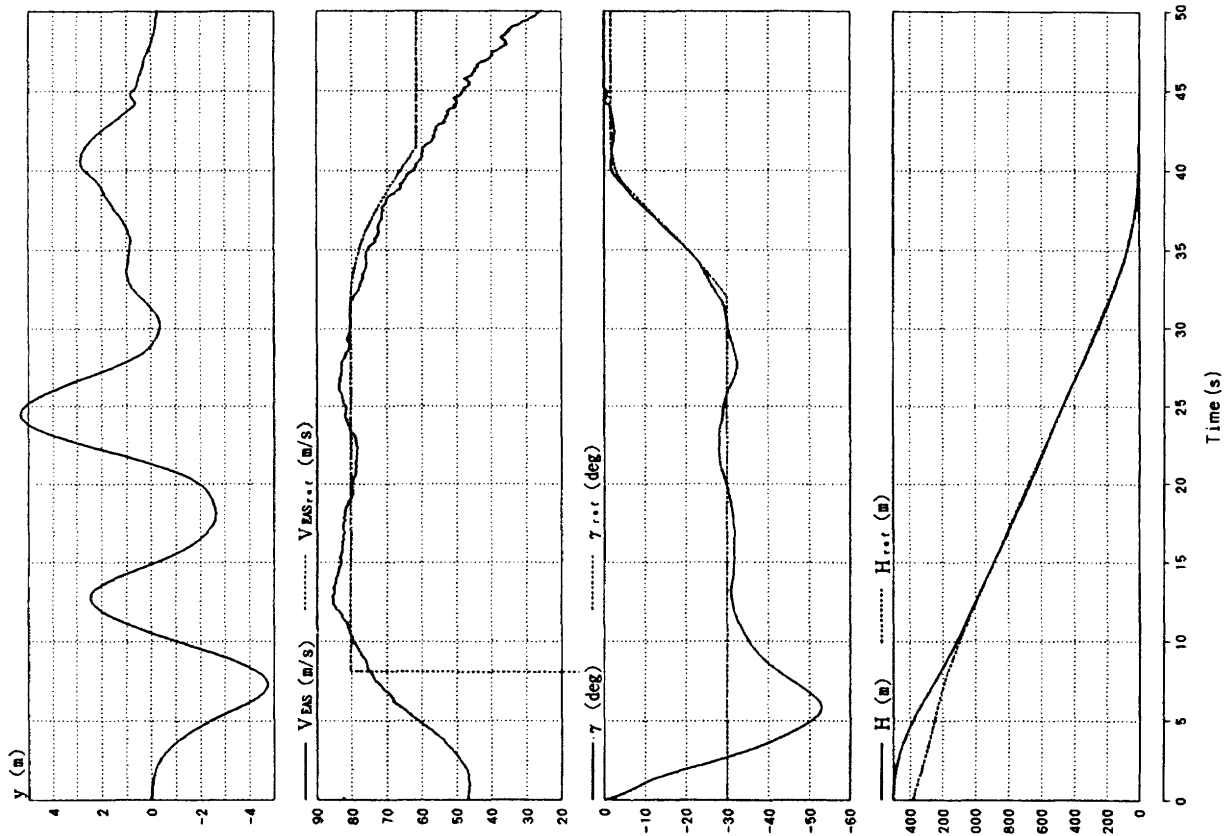


図 32-4 [その3] 横風+連続突風、慣性情報を用いて補正 (20秒, 1次フィルタ) した β をフィードバック

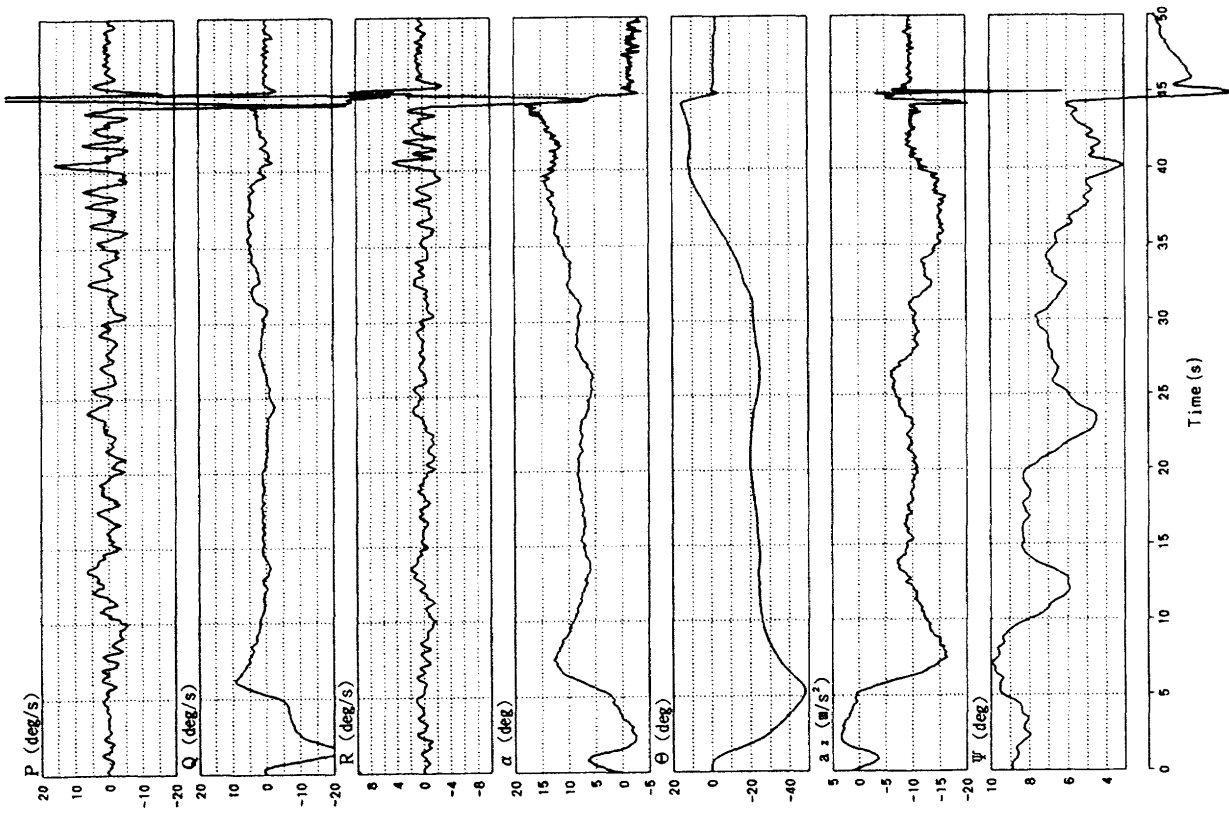


図 3.2-5(a) [その2] 横風 + 連続突風、慣性情報を用いて補正 (2 Hz, BW フィルタ) した β をフィードバック

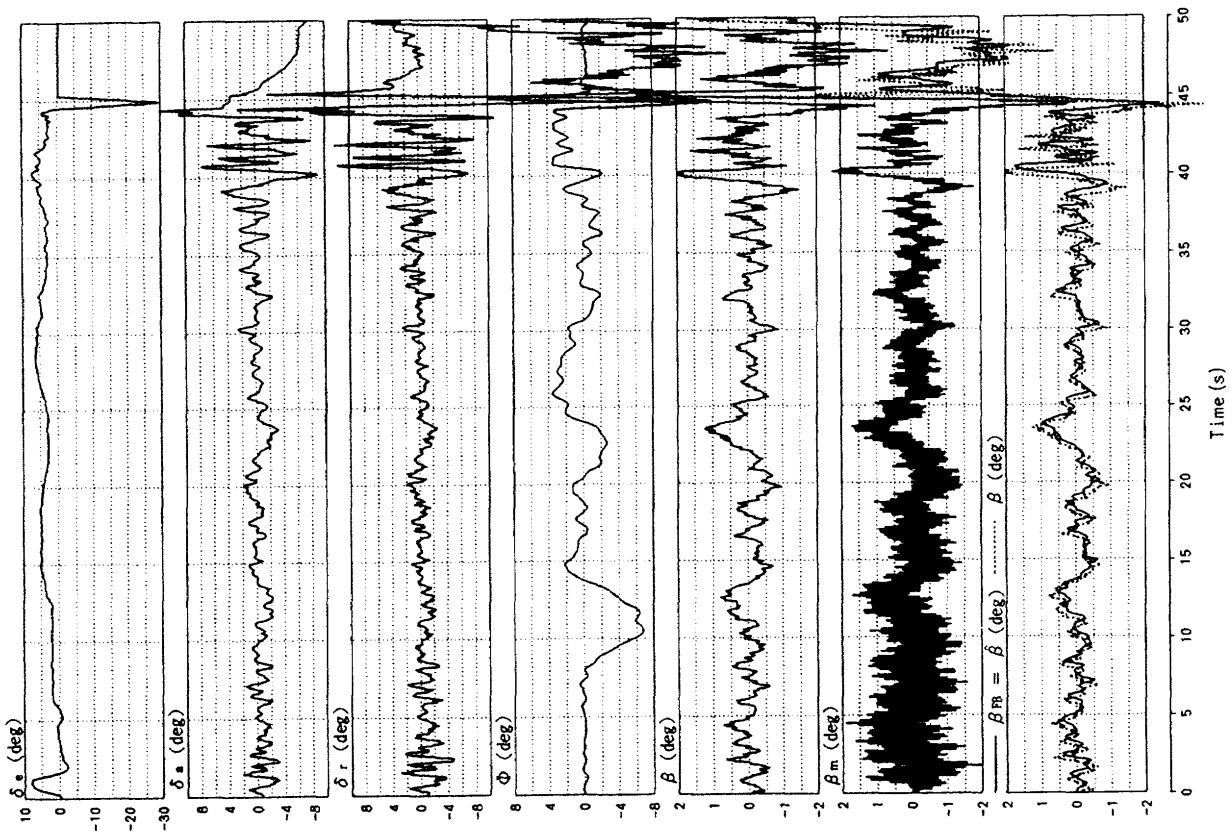


図 3.2-5(a) [その1] 横風 + 連続突風、慣性情報を用いて補正 (2 Hz, BW フィルタ) した β をフィードバック

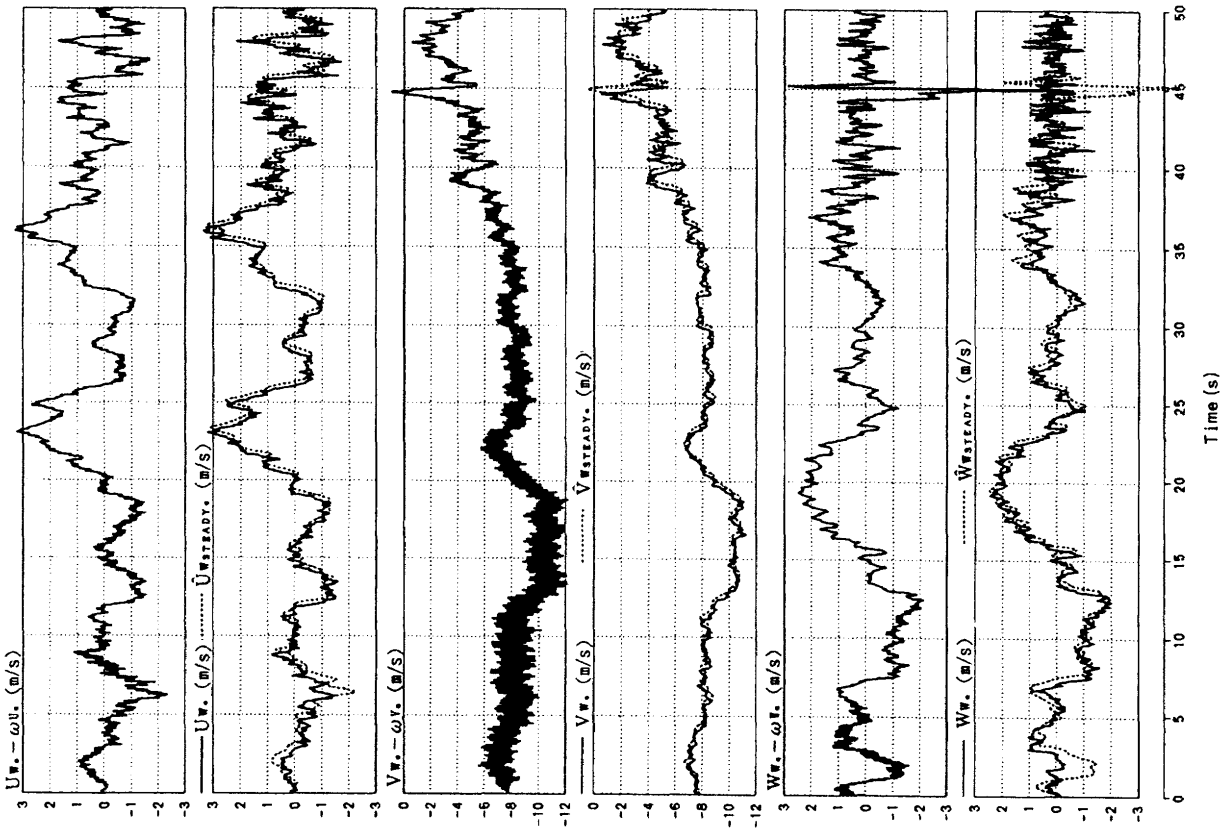


図3.2-5(a) [その4] 横風 + 連続突風, 慣性情報を用いて補正 (2 Hz, BW フィルタ) した β をフィードバック

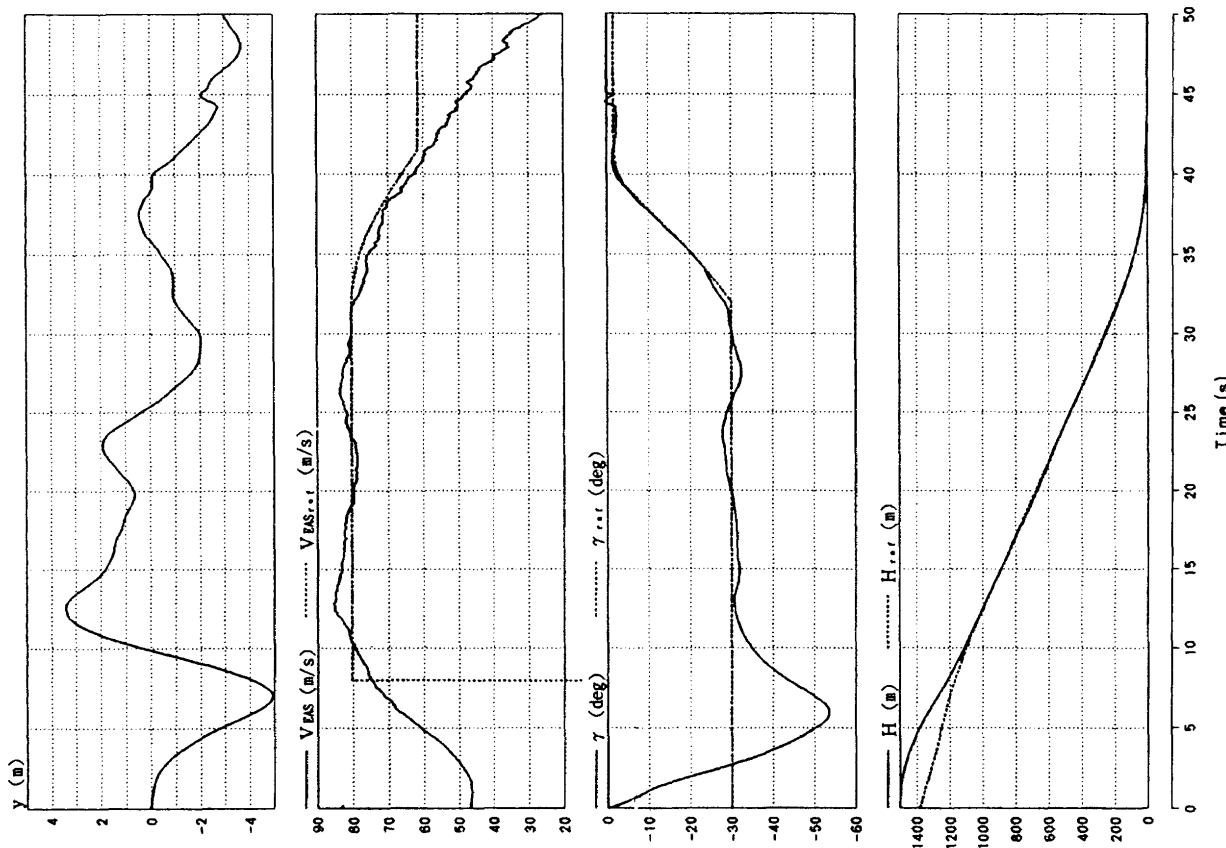


図3.2-5(a) [その3] 横風 + 連続突風, 慣性情報を用いて補正 (2 Hz, BW フィルタ) した β をフィードバック

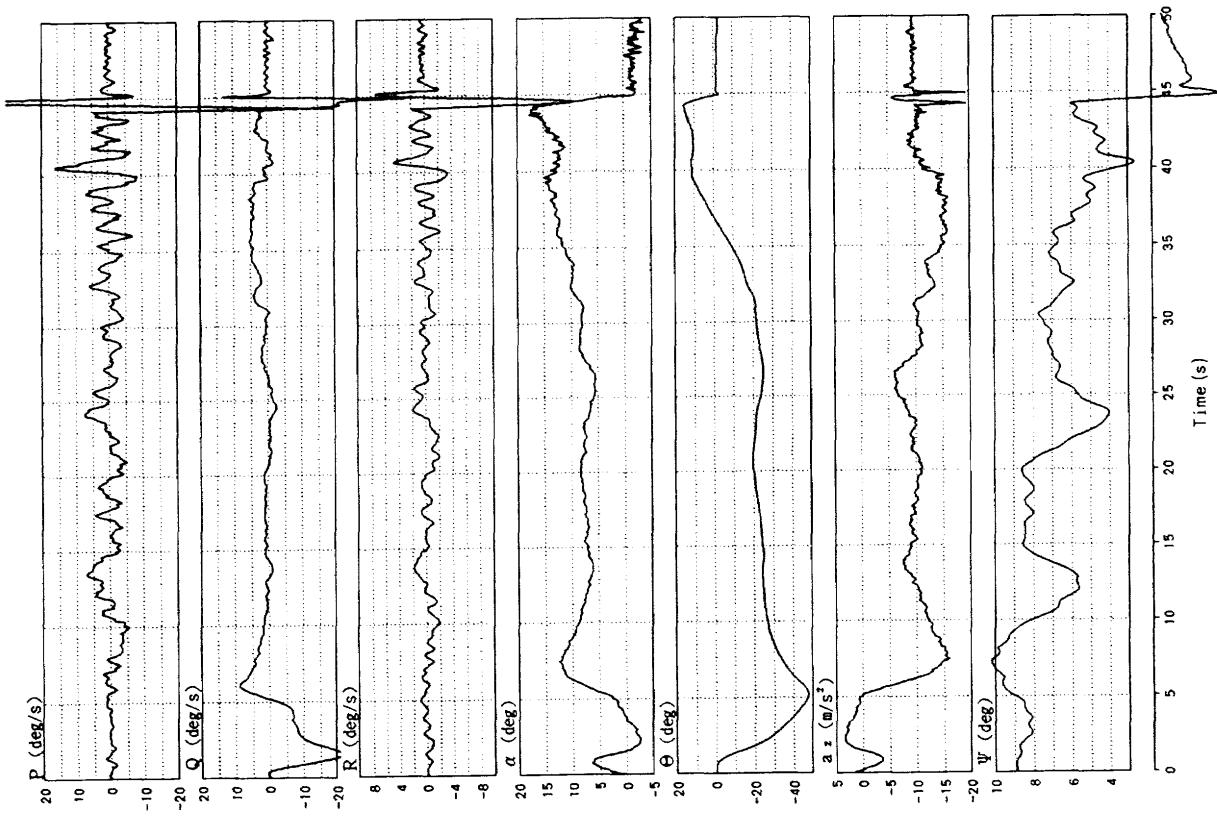


図 3.2-5(b) [その 2] 横風+連続突風, 慣性情報を用いて補正 (1 Hz, BW フィルタ) した β をフィードバック

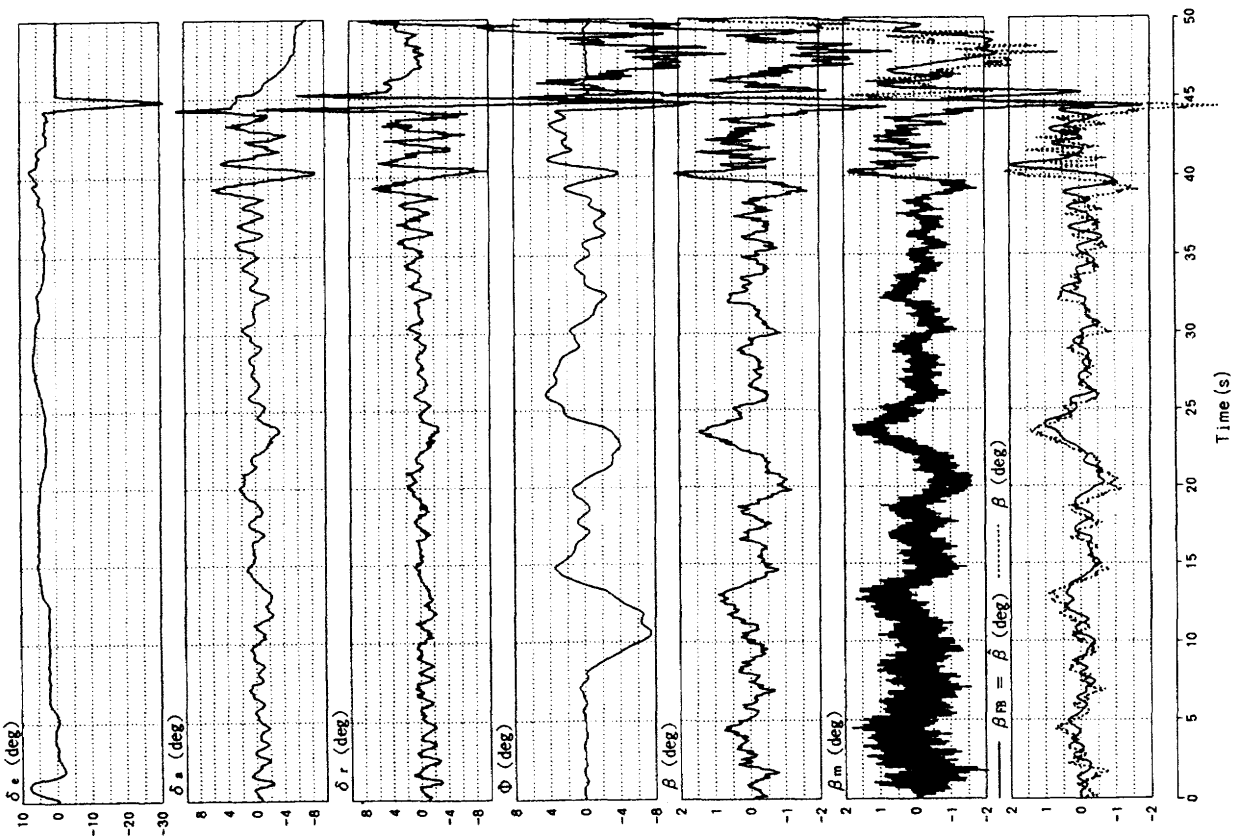


図 3.2-5(b) [その 1] 横風+連続突風, 慣性情報を用いて補正 (1 Hz, BW フィルタ) した β をフィードバック

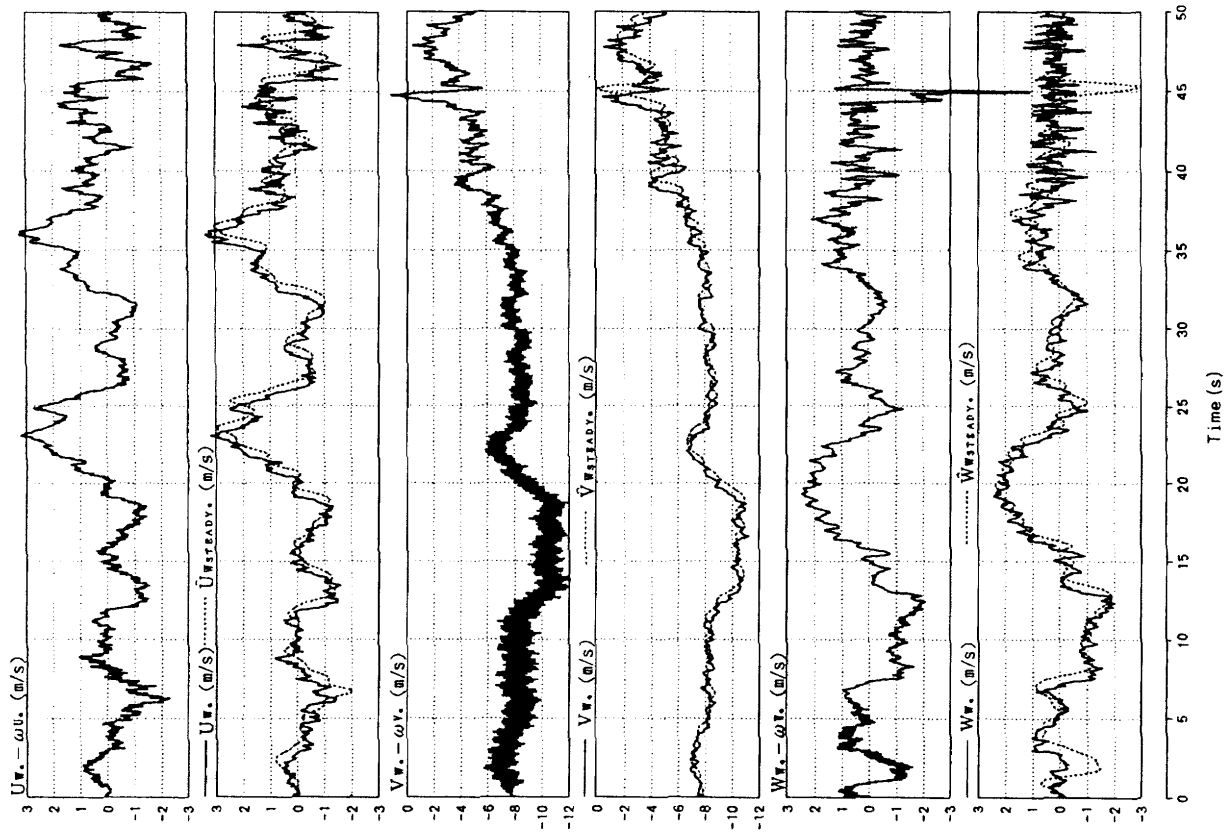


図 3.2-5(b) [その4] 横風+連続突風, 慣性情報を用いて補正 (1 Hz, BW フィルタ) した β をフィードバック

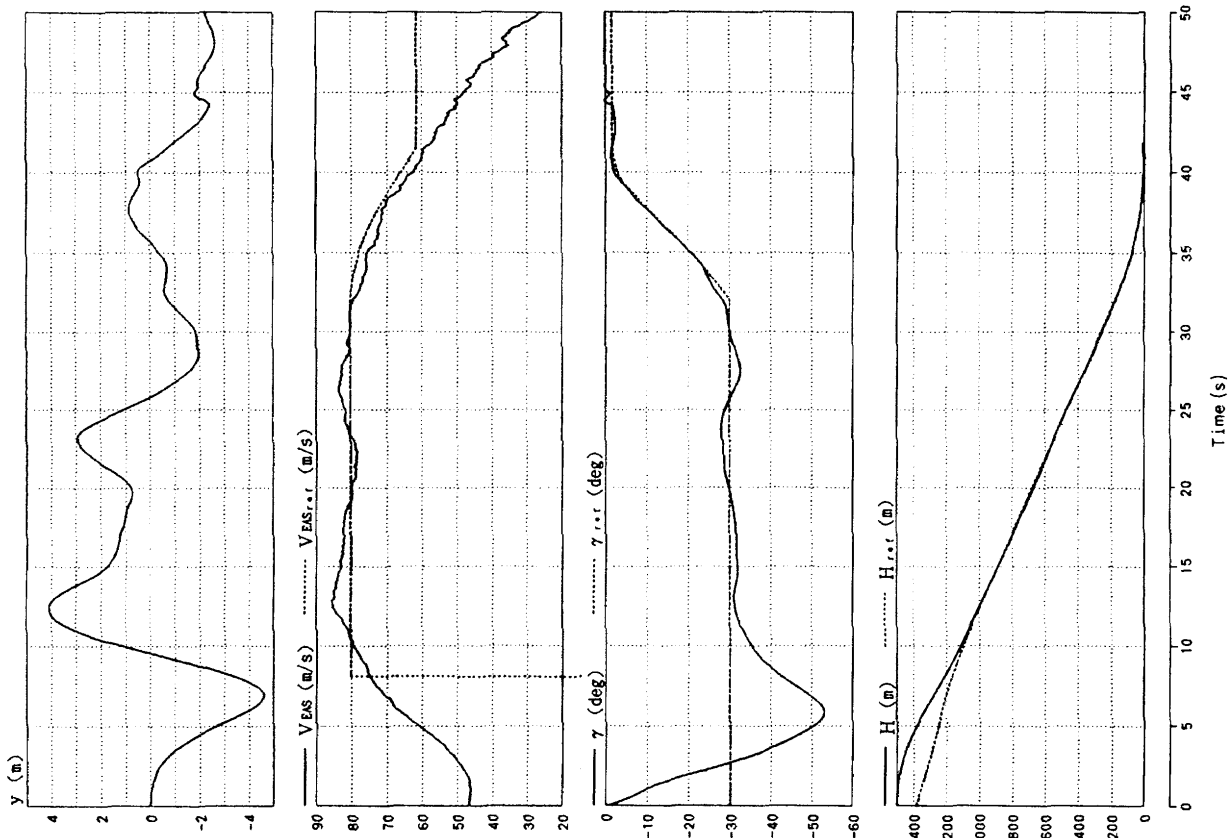


図 3.2-5(b) [その3] 横風+連続突風, 慣性情報を用いて補正 (1 Hz, BW フィルタ) した β をフィードバック

以上より、次の結論が導かれる。

- ・ [方式 A] はフィルタカットオフ周波数を 2 Hz とすれば横風+連続突風中での飛行も可能である。
- ・ [方式 B1] はフィルタリングによる位相遅れによる β 推定誤差が大きく、横風+連続突風中での飛行は困難である。
- ・ [方式 B2] はカットオフ周波数 2 Hz とすれば [方式 A] と同等の性能を示し、さらにカットオフ周波数を下げても急激な性能の劣化はない。

次節では機体の固有応答が明確に現れる孤立突風応答により [方式 A] と [方式 B2] の比較を行う。

3.3 孤立突風下での飛行

ここでは以下の条件の孤立突風を与え、その下での着陸シミュレーションを行った。

方向 : 機体軸 y 軸負方向
 強さ : $V_y = 3.0 \text{ m/s}$
 長さ : $d_y = 60.0 \text{ m}$
 入力開始時刻 : 切り離し 20 秒後

初期釣り合い状態は 3.1 節の外乱なし状態と同じである。図では全て突風入力開始 1 秒前から 12 秒間 (時刻 19 秒から 31 秒まで) の応答を表示している。

図 3.3-1 は [方式 A] のカットオフ周波数 2 Hz の、図 3.3-2(a) は [方式 B2] のカットオフ周波数 2 Hz、図 3.3-2(b) は同じく [方式 B2] のカットオフ周波数 1 Hz の結果を各々示している。これらの結果を比較すると [方式 B2] の β 推定誤差は前節において [方式 B1] について述べたのと同様の理由で [方式 A] より大きく、その結果 β の変動に対する初期応答は [方式 A] の方が速い。しかし、極端に大きな β は発生しておらず、それにとまってオーバーシュートは [方式 B2] の方が小さい。また、その後の機体の慣性運動に伴う β の変動については [方式 A] ではそのまま位相遅れを伴って推定されるため、周期 3 秒程度の振動がしばらくの間続くのに対して [方式 B2] では遅れが生じないために適切な制御が行われ、運動は急速に収束している。[方式 B2] のカットオフ周波数 2 Hz と 1 Hz の比較では β 推定誤差の増大に伴い 1 Hz の方が若干運動が大きくなっているが、致命的なものとはなっていない。

以上より、孤立突風応答では [方式 B2] は初期応答は [方式 A] に比べて若干遅いものの、大きな運動は生じておらず、またその後の運動の収束も速いため、全体としては好ましい応答をしていると言える。

4. 結論および今後の課題

シミュレーション検討の結果、以下の結論が導かれる。

- (1) ADS 出力データを直接フィルタリングし、制御系にフィードバックする場合には機体の特性変動に対するロバスト性が低く、また機体の慣性運動の制御が良好に行われない。
- (2) 今回提案した IMU 慣性速度を用いた ADS データ補正法は、フィルターに簡単な一次フィルターを用いると、フィルターの位相遅れが原因となって適切な制御が行われない場合があるが、高次フィルターを用いるとこの問題は解消される。また、機体の慣性運動も適切に制御されるとともに、機体特性の変動にも強いと考えられる。

このように今回提案した手法の有効性が示されたが、本手法では β を一旦大気擾乱に変換した後にフィルタリングするために推定誤差が大きくなるという特性があり、この修正方法を考える必要がある。また、オンボード計算機の負担減のため、推定ロジックの簡略化の検討も必要である。

なお、今回の検討の動機となり、シミュレーション対象としても扱った ALFLEX のピトーブームイラダー連成振動問題は、実機ではピトーブームの短縮/剛性強化というハードウェア改修と制御系の当該周波数領域のゲイン低減というソフトウェア改修により解決された。参考として改修後のピトーブーム振動モデルと制御則を用いた場合の横風+連続突風応答のシミュレーション結果を図 4 に示す。条件は 3.2 節と同じであり、 β の計測値をそのまま制御系にフィードバックしている。結果は 3.2 節に示した今回提案手法の結果とほぼ同じであり、今回の手法は大がかりなハードウェア改修を伴わずに効果的な結果を得られることがわかる。ただし本報告は提案手法の有効性について検討したものであり、続く実機搭載を前提とした詳細検討を実施する前に上述のような改修が実施されることが決定した。そのため、ここでのシミュレーション評価では明確な評価基準を設定した評価を行っていないが、実機搭載の際には大気擾乱を変化させた場合の接地点、接地時沈下率のばらつきの評価等の詳細評価が必要である。

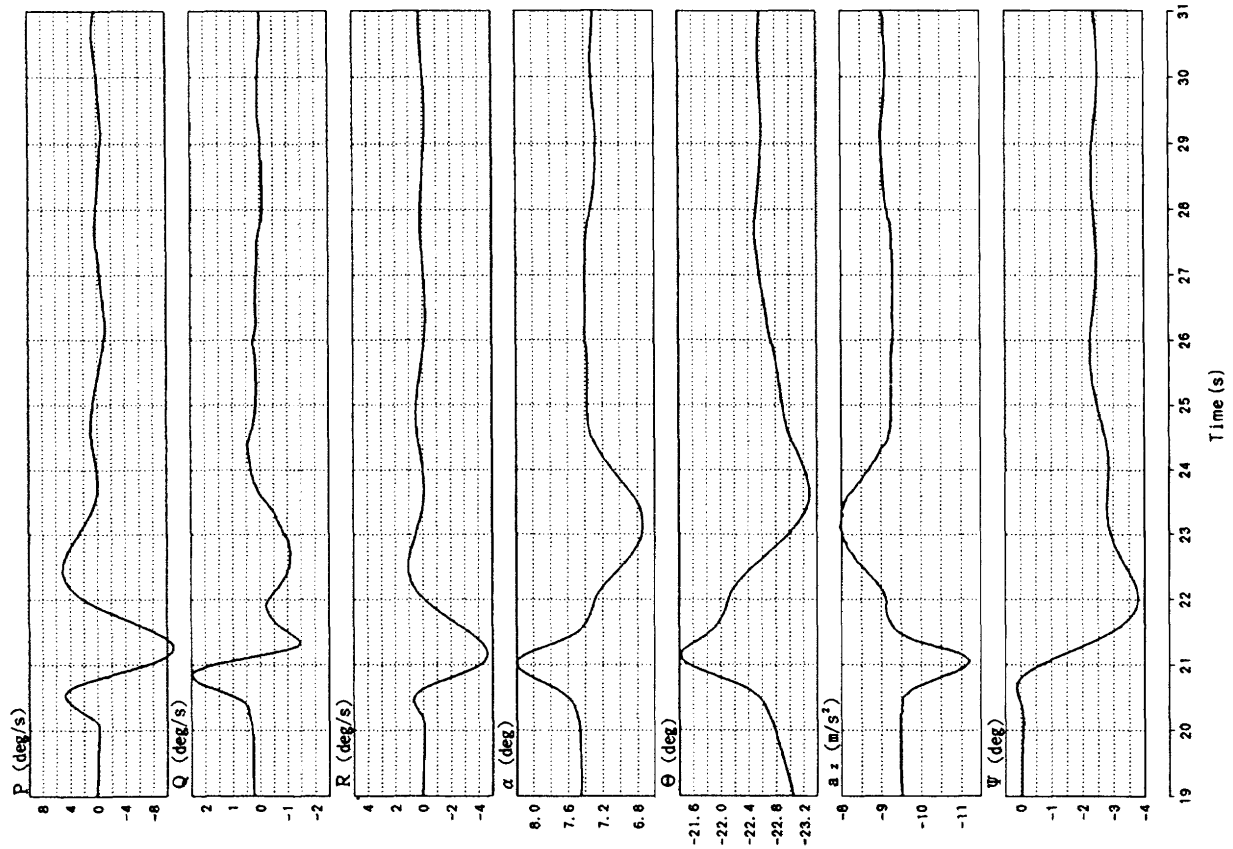


図 3.3-1 [その2] 孤立突風, β 計測値をフィルタリング (2 Hz, BW フィルタ) してフィードバック

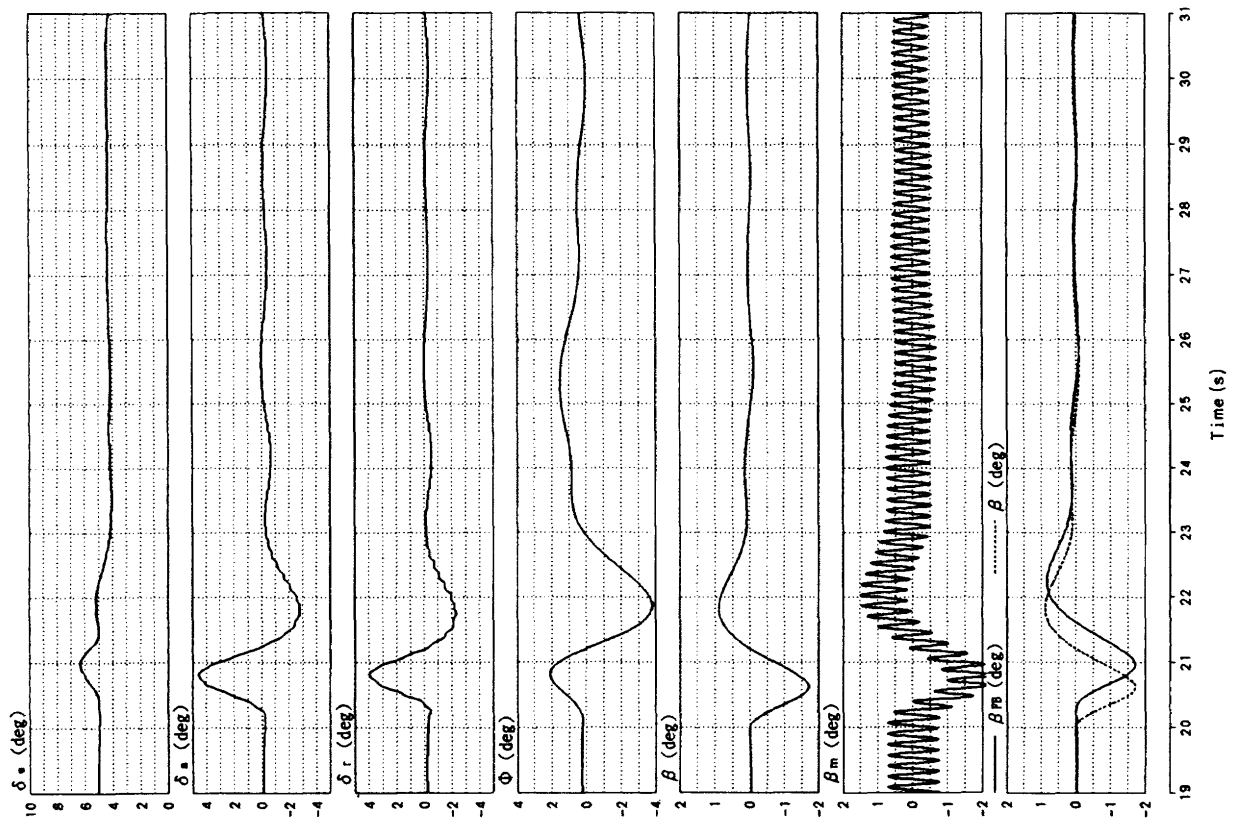


図 3.3-1 [その1] 孤立突風, β 計測値をフィルタリング (2 Hz, BW フィルタ) してフィードバック

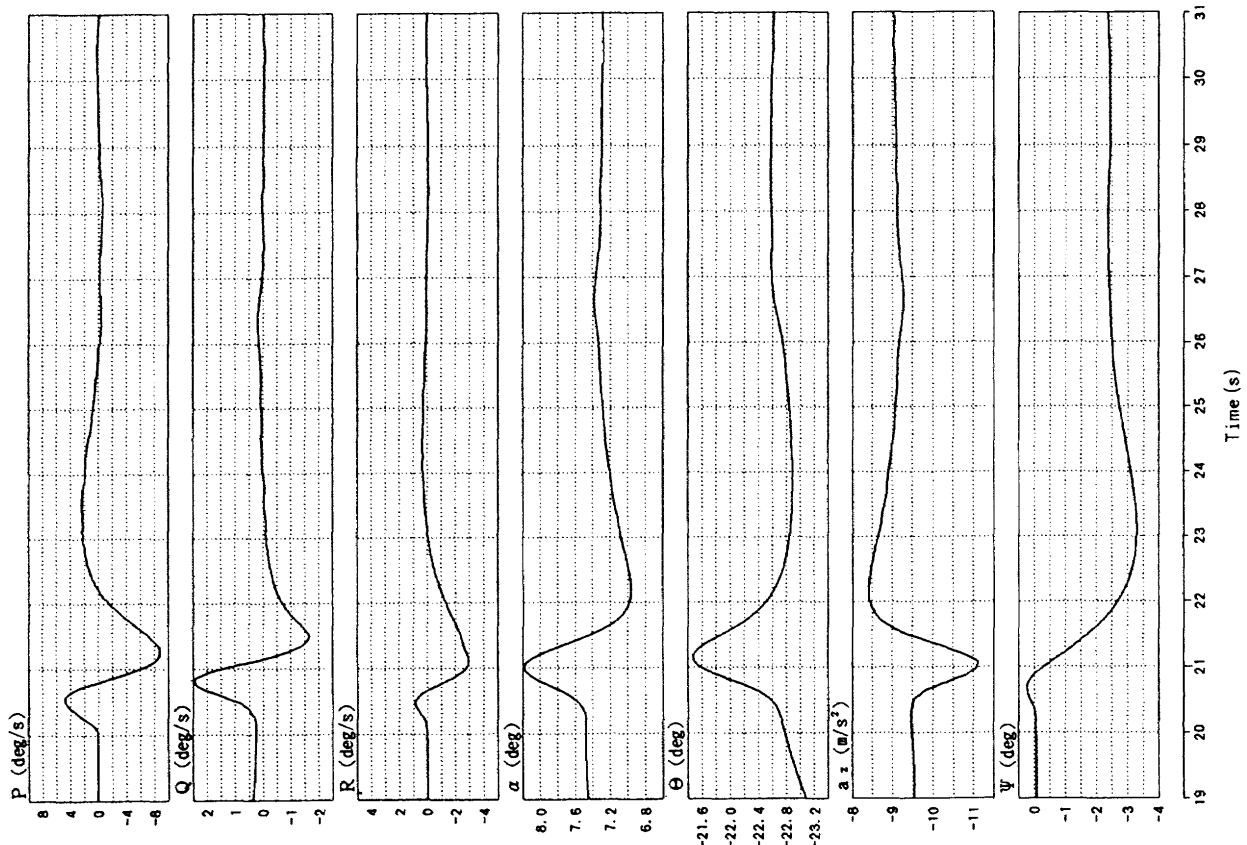


図 3.3-2(a) [その2] 孤立突風、慣性情報を用いて補正
(2Hz, BW フィルタ) した β をフィードバック

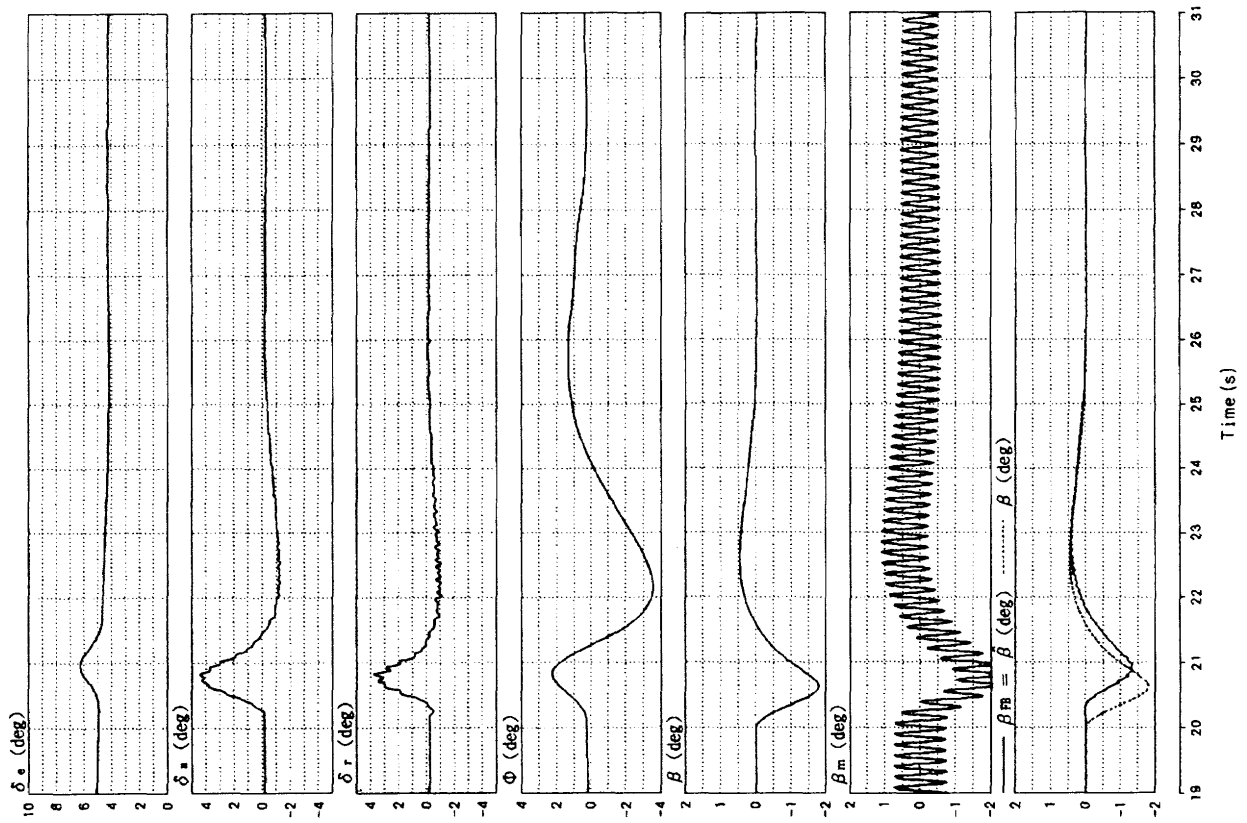


図 3.3-2(a) [その1] 孤立突風、慣性情報を用いて補正
(2Hz, BW フィルタ) した β をフィードバック

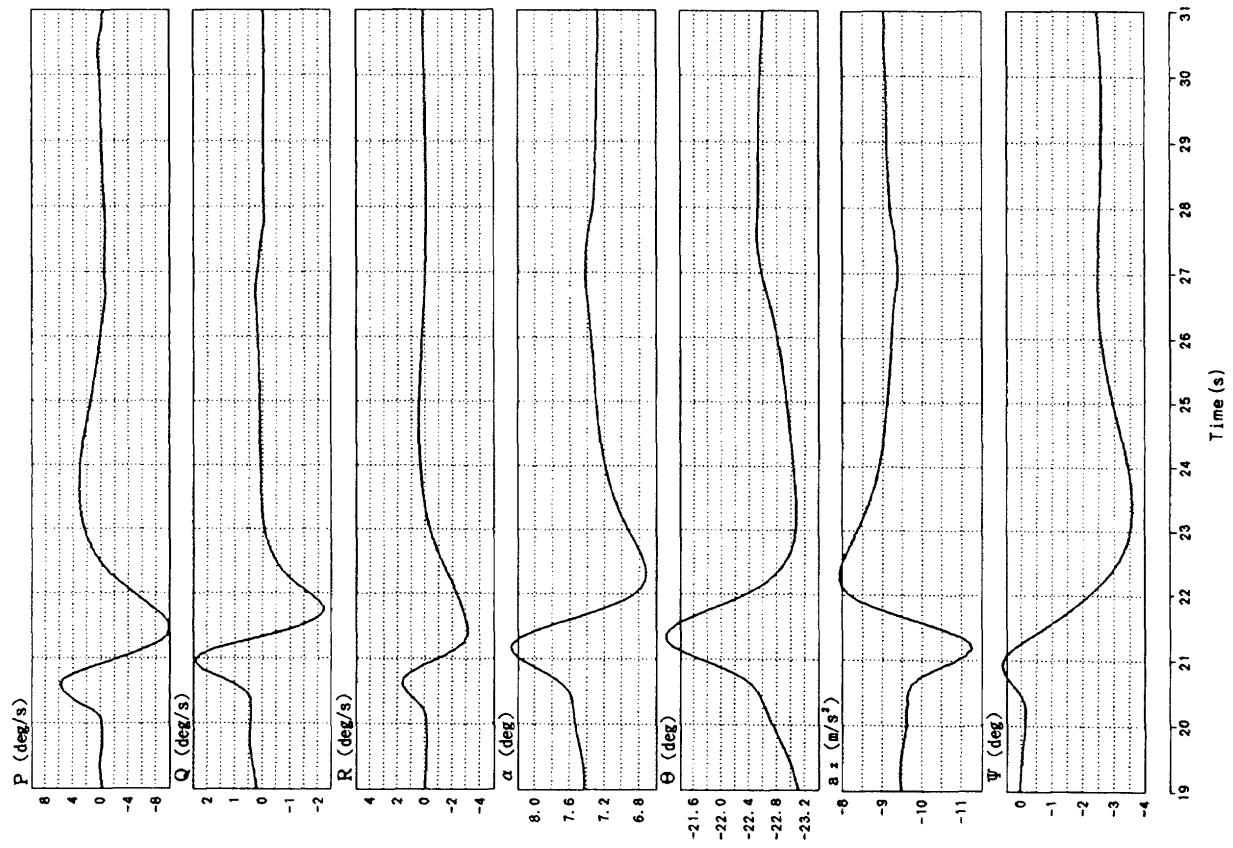


図 3.3-2(b) [その2] 孤立突風, 慣性情報を用いて補正 (1 Hz, BW フィルタ) した β をフィードバック

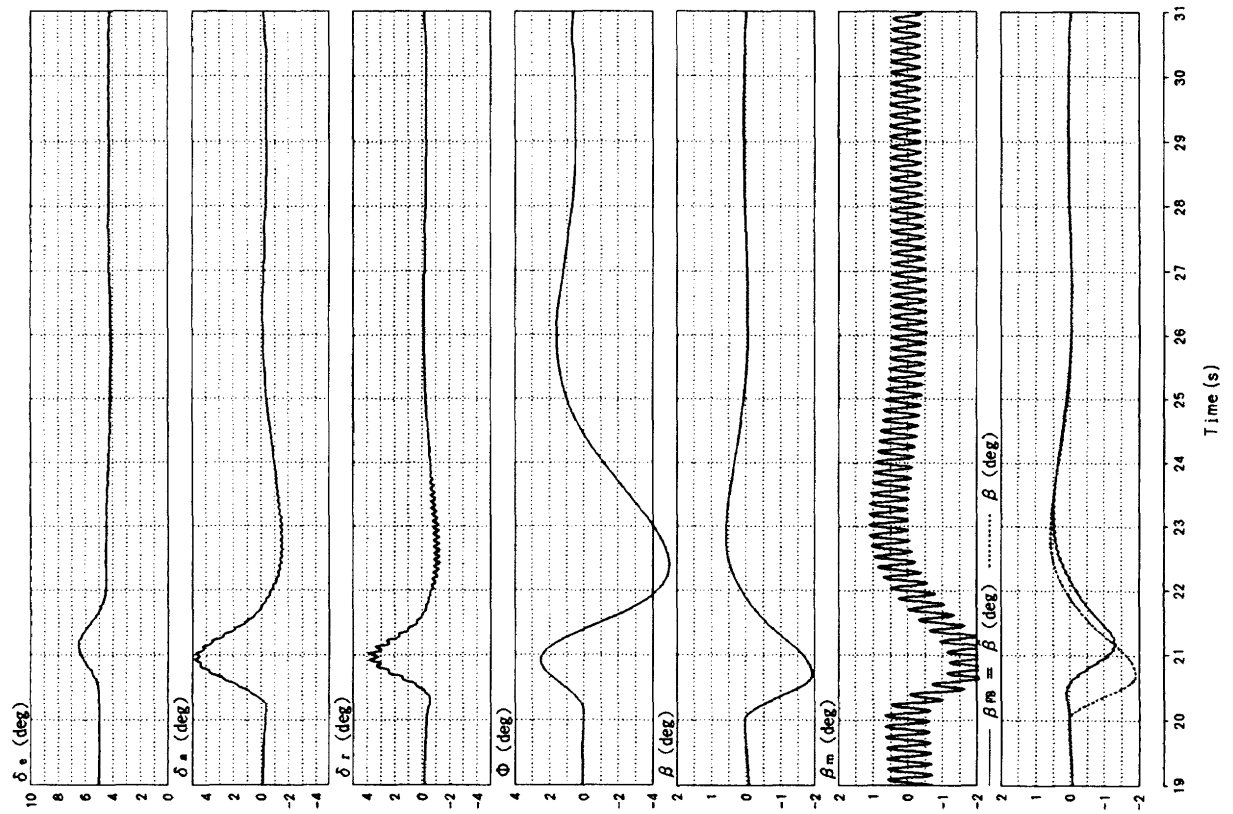


図 3.3-2(b) [その1] 孤立突風, 慣性情報を用いて補正 (1 Hz, BW フィルタ) した β をフィードバック

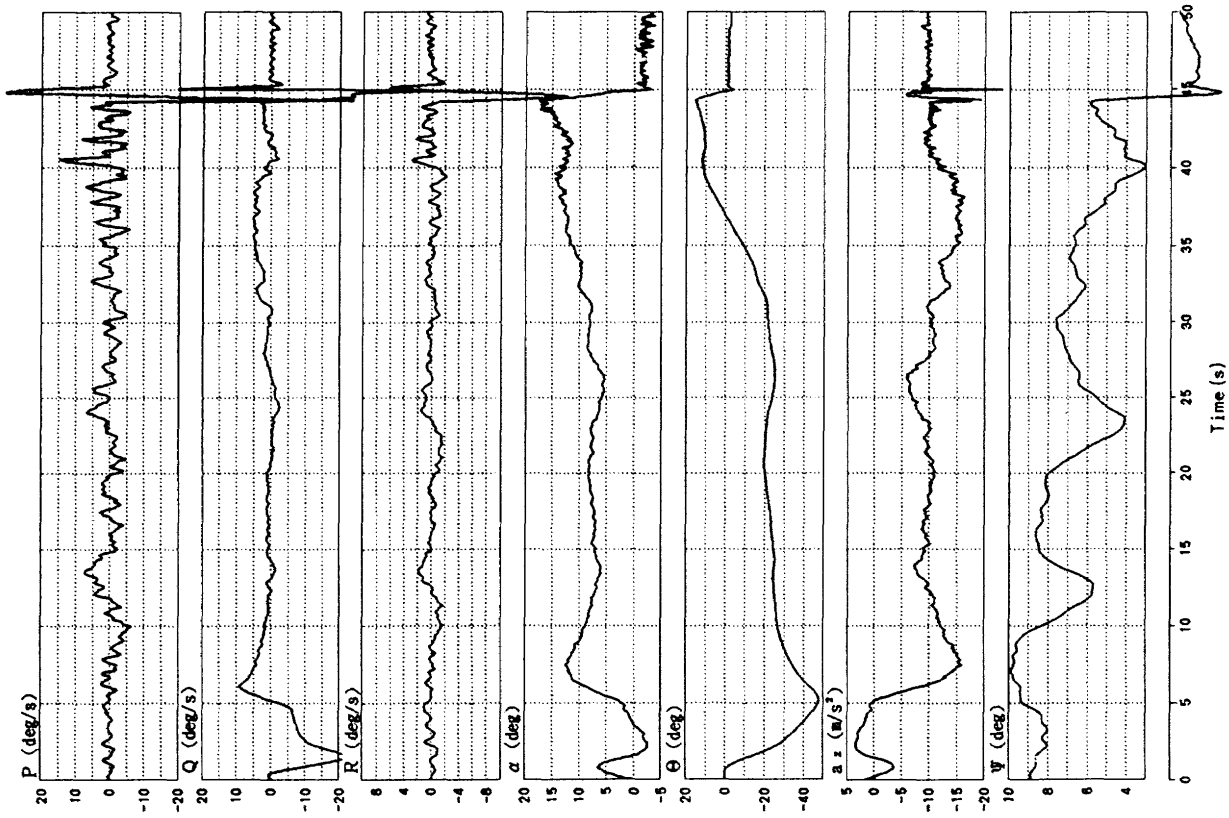


図4 [その2] 横風+連続突風, ソフト/ハードウェア
改修後のモデルによる応答

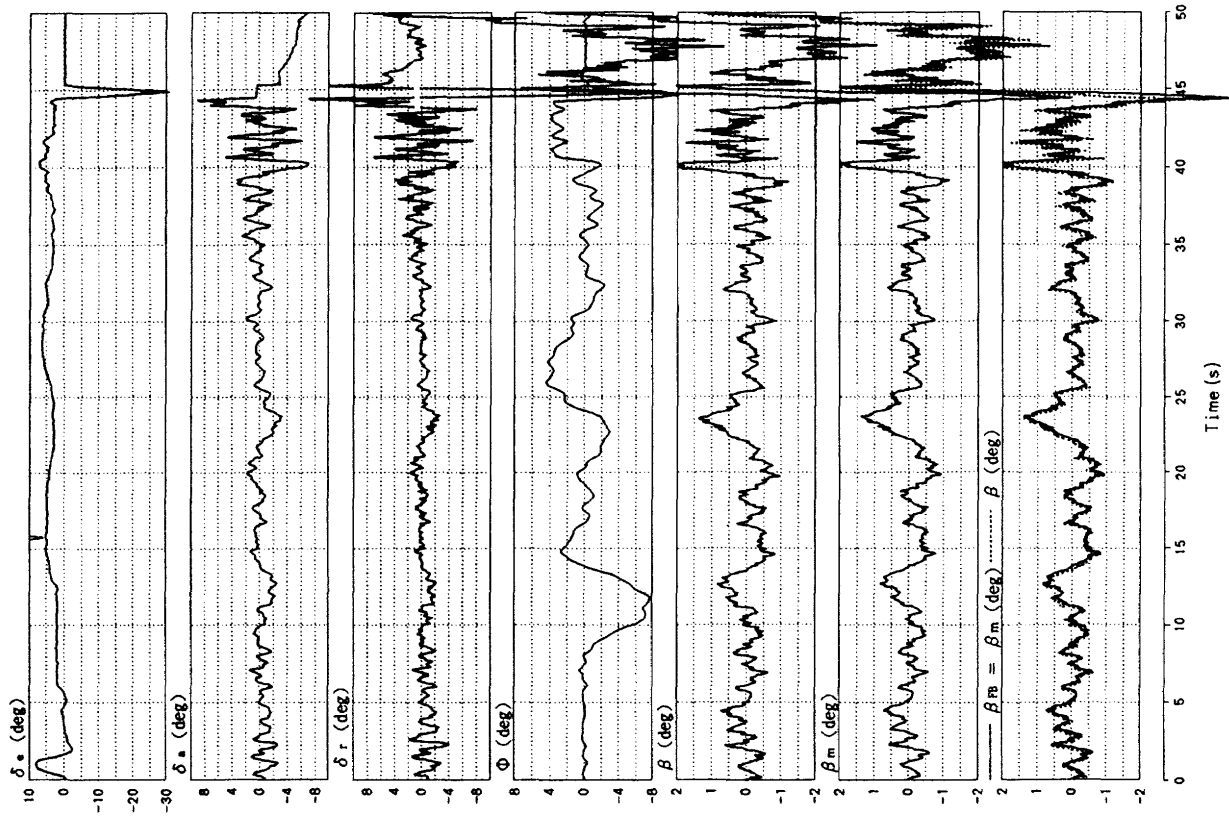


図4 [その1] 横風+連続突風, ソフト/ハードウェア
改修後のモデルによる応答

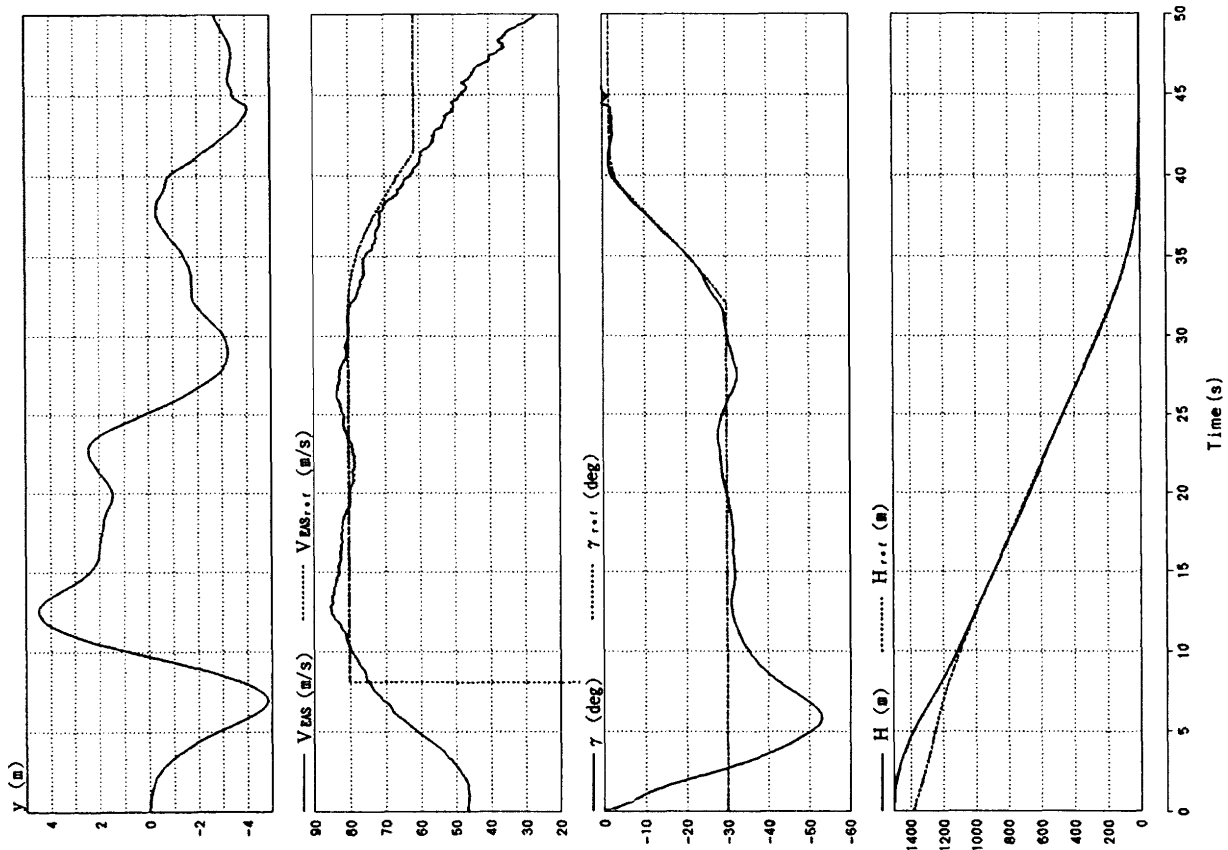


図4 [その3] 横風+連続突風, ソフト/ハードウェア
改修後のモデルによる応答

5. あとがき

航法系より得られる慣性速度情報を用いて ADS 情報に含まれる観測ノイズを除去し, 制御系にフィードバックする手法を考案し, ALFLEX 実験機を対象とした計算機シミュレーションにより評価を行った結果, 準定常風の変動が大きい場合 β 推定誤差が大きくなり, β コマンドに対する初期応答が若干鈍いが, 慣性運動に対して素早い応答がとられ, またロバスト性も高いと考えられることから, 有効な手法であることが確認された。

参考文献

- 1) 永安, 中安: 小型自動着陸実験 (ALFLEX) 計画, 第32回飛行機シンポジウム講演集, 1994
- 2) 中谷, 桑野他: 航空機の速度ベクトル計測用ピトー管, 日本航空宇宙学会第23期年会講演集, 1992
- 3) 富士重工業: 小型自動着陸実験機第3次空力モデル, 1993
- 4) HOPE 研究共同チーム: ALFLEX 詳細設計報告書, 1994
- 5) Military Specification, Flying Qualities of Piloted Airplanes, MIL-F-8785 C, 1980
- 6) NAL/NASDA ALFLEX グループ: 小型自動着陸実験機の飛行シミュレーションモデル, 航技研報告 TR-1252, 1994
- 7) Flight Control Systems-Design, Installation and Test of Piloted Aircraft, General Specification for, MIL-F-9490D, 1992

付録 A ADS モデル

ADS はピトーブームの振動モデルと無駄時間、1次遅れによりモデル化する。

ピトーブームの振動モデルは「ピトーブームの振動による β センサへの影響 (NAL 上田, 1995 年 6 月 6 日)」に示された以下のモデルを用いた。

$$\Delta\beta = 0.0006 \left[0.824 - \frac{s}{V_{TAS}} \right] \frac{s}{s^2 + 2\zeta_1\omega_1s + \omega_1^2} \cdot \frac{\omega_2}{s + \omega_2} \cdot 16.37 \cdot \delta_r$$

ただし $\Delta\beta$ がピトーブームの振動により生じる β の誤差であり、真の β にこれを加えることにより β 計測値とする。各定数値は

$$\zeta_1 = 0.001, \omega_1 = 2\pi \times 6.1, \omega_2 = 2\pi \times 6$$

であり、 δ_r はラダー舵角コマンドである。

無駄時間はセンサ内の計算時間遅れ、機器間の入出力遅れ、配管遅れの合計として 91.25 ms, 1次遅れ特性として時定数 40 ms を設定した。

付録 B アクチュエータ・モデル

アクチュエータの物理的モデルを図 B-1(a) のように設定する。このモデルの定数 K_1, K_2 を合わせて K とし、シミュレーション・モデルとして図 B-1(b) のモデルを設定した。

ALFLEX 実験機における各定数値は次のとおり。

エレボン・アクチュエータ

$$\zeta = 0.7, \omega = 72.4(1/s), \text{ヒステリシス} : 0.2(^{\circ})$$

ラダー・アクチュエータ

$$\zeta = 0.7, \omega = 72.4(1/s), \text{ヒステリシス} : 0.2(^{\circ})$$

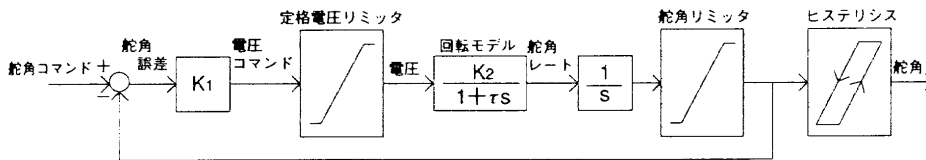
スピードブレーキ・アクチュエータ

$$\zeta = 0.7, \omega = 24.1(1/s), \text{ヒステリシス} : 0.26(^{\circ})$$

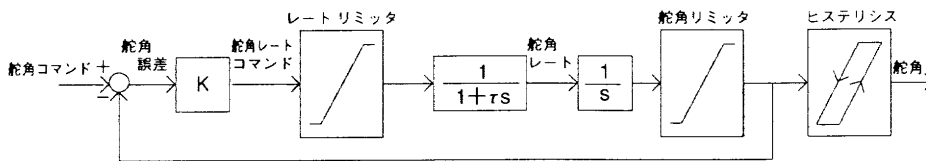
ただし、

$$K = \frac{\zeta}{2\omega} \quad \tau = \frac{1}{2\zeta\omega}$$

であり、レートリミットはヒンジモーメントの関数として与えられている。



(a) アクチュエータの物理的モデル



(b) アクチュエータのシミュレーション・モデル

図 B-1 アクチュエータのシミュレーション・モデル

付録C 低高度風モデルの比較

	MIL-F-8785C (H ≤ 609.6m)	MIL-F-9490D (H ≤ 152.4m)	ALFLEXモデル (H ≤ 1,500m)
定 常 風	<p>強 さ u_{z0} (乱流率の概) = $\begin{cases} 7.72\text{m/s}(15\text{kt}) & \text{(軽程度)} \\ 15.4\text{m/s}(30\text{kt}) & \text{(中程度)} \\ 23.1\text{m/s}(45\text{kt}) & \text{(強程度)} \end{cases}$</p> <p>シ ュ $u = u_{z0} \frac{\ln(h/z_0)}{\ln(6.096/z_0)}$</p> <p>ア $z_0 = \begin{cases} 0.046\text{m}(0.15\text{ft}) & (T/0, A/L) \\ 0.61\text{m}(2.0\text{ft}) & \text{(その他)} \end{cases}$</p>	<p>u_{z0} (乱流率の概) = MIL-F-8785C とほぼ同じ</p> <p>$u = u_{z0}(0.461\log H + 0.64)$</p>	<p>$u_{z0} = \begin{cases} 12.9\text{m/s}(25\text{kt}) & \text{(向風)} \\ 7.72\text{m/s}(15\text{kt}) & \text{(横風)} \\ 5.14\text{m/s}(10\text{kt}) & \text{(追風)} \end{cases}$</p> <p>$u' = u_{z0}(0.461\log h' + 0.64)$</p> <p>$\left[\begin{matrix} u' \triangleq u / \sqrt{0.37} \\ H' \triangleq H / 0.37 \end{matrix} \right]$</p>
連 続 突 風	<p>パ $\Phi_{u_r}(\Omega) = \sigma u^2 \frac{2Lu}{\pi} \frac{1}{1+(Lu\Omega)^2}$</p> <p>ワ $\Phi_{v_r}(\Omega) = \sigma v^2 \frac{2Lv}{\pi} \frac{1+3(Lu\Omega)^2}{\{1+(Lu\Omega)^2\}^2}$</p> <p>ス $\Phi_{w_r}(\Omega) = \sigma w^2 \frac{2Lw}{\pi} \frac{1+3(Lw\Omega)^2}{\{1+(Lw\Omega)^2\}^2}$</p> <p>ル $\sigma_w = 0.1u_{z0} = \begin{cases} 0.77\text{m/s}(1.5\text{kt}) & \text{(軽程度)} \\ 1.54\text{m/s}(3.0\text{kt}) & \text{(中程度)} \\ 2.31\text{m/s}(4.5\text{kt}) & \text{(強程度)} \end{cases}$</p> <p>R $\sigma_u = \sigma_v = \begin{cases} 2.0\sigma_w & (H=0.0\text{m}) \\ \frac{\sigma_w}{(0.177+0.000823h)^{0.4}} & (0.0\text{m} \leq H \leq 304.8\text{m}) \\ 1.0\sigma_w & (304.8\text{m} \leq H) \end{cases}$</p> <p>M $L_w = \begin{cases} 3.048\text{m}(10\text{ft}) & (H \leq 3.048\text{m}) \\ H & (3.048\text{m} < H < 304.8\text{m}) \\ 304.8\text{m}(1000\text{ft}) & (304.8\text{m} \leq H) \end{cases}$</p> <p>S $L_u = L_v = \begin{cases} 23.1\text{m}(75.6\text{ft}) & (H \leq 3.048\text{m}) \\ \frac{h}{(0.177+0.000823h)^{1.3}} & (3.048\text{m} < H < 304.8\text{m}) \\ 304.8\text{m}(1000\text{ft}) & (304.8\text{m} \leq H) \end{cases}$</p>	<p>$\Phi_i(\Omega) = \sigma_i^2 \frac{2Li}{\pi} \frac{1}{1+(Li\Omega)^2}$</p> <p>$\sigma_w = 0.1u_{z0}$</p> <p>$\sigma_u = \sigma_v = 2.0\sigma_w = 0.2u_{z0}$</p> <p>$L_w = \begin{cases} 4.57\text{m}(15\text{ft}) & (H \leq 9.14\text{m}) \\ 0.5h & (9.14\text{m} < H \leq 304.8\text{m}) \end{cases}$</p> <p>$L_u = 182.9\text{m}(600\text{ft})$</p> <p>$L_v = \begin{cases} 182.9\text{m}(600\text{ft}) & (H \leq 9.14\text{m}) \\ 304.8\text{m}(1000\text{ft}) & (9.14\text{m} < H \leq 304.8\text{m}) \end{cases}$</p>	<p>$\Phi_i(\Omega) = \text{同左}$</p> <p>$\sigma_w' = \begin{cases} 0.1u_{z0} & (H' \leq 152.4\text{m}) \\ \text{線形} & (152.4\text{m} < H' < 609.6\text{m}) \\ 0.2u_{z0} & (609.6\text{m} \leq H') \end{cases}$</p> <p>$\sigma_{u'} = \sigma_{v'} = 0.2u_{z0}$</p> <p>$(\sigma_i' \triangleq \sigma_i / \sqrt{0.37})$</p> <p>$L_w' = \begin{cases} 4.572\text{m}(15\text{ft}) & (H' \leq 9.14\text{m}) \\ 0.5h & (9.14\text{m} < H' \leq 304.8\text{m}) \\ \text{線形} & (304.8\text{m} < H' < 609.6\text{m}) \\ 320\text{m} & (609.6\text{m} \leq H') \end{cases}$</p> <p>$L_{u'} = \begin{cases} 304.8\text{m}(1000\text{ft}) & (H' \leq 304.8\text{m}) \\ \text{線形} & (304.8\text{m} < H' < 609.6\text{m}) \\ 533.4\text{m}(1750\text{ft}) & (609.6\text{m} \leq H') \end{cases}$</p> <p>$L_{v'} = \begin{cases} 182.9\text{m} & (H' \leq 304.8\text{m}) \\ \text{線形} & (304.8\text{m} < H' < 609.6\text{m}) \\ 320\text{m} & (609.6\text{m} \leq H') \end{cases}$</p> <p>$[L_i' \triangleq Li / 0.37]$</p>

航空宇宙技術研究所報告1305号

平成8年9月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12

Printed in Japan