

ISSN 0389-4010
UDC 629.7.018.7:
629.7.05:
533.6.05

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-908

基準経路設定／突風検出装置の試作と
飛行実験による評価

小 野 孝 次 ・ 古茂田 真 幸
川 幡 長 勝 ・ 塚 野 雄 吉

1986年6月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

基準径路設定／突風検出装置の試作と 飛行実験による評価*

小 野 孝 次** 古茂田 真 幸**
川 幡 長 勝** 塚 野 雄 吉**

Development and Flight Verification of Airborne Glideslope Computation/Gust Detection System

By Takatsugu ONO, Masaki KOMODA,
Nagakatsu KAWAHATA and Yukichi TSUKANO

ABSTRACT

An airborne Glideslope Computation/Gust Detection System was developed for supporting flight tests of NAL's Variable Stability and Response Airplane (VSRA). The system includes a set of Kalman filters to estimate position and inertial velocity and utilizes signals from DME, the pressure altimeter, and accelerometers and gyros. Glideslope and localizer deviations from a preselected nominal flight path having an arbitrarily assigned glideslope angle, are computed and transmitted to ADI and HSI instead of the standard ILS signals. Gust components as differences of inertial and air speeds are also estimated. Based upon flight test data, estimated horizontal inertial speed is compared with that obtained from Doppler Radar, and validity and accuracy of gust estimation are verified by state reconstruction techniques.

1. ま え が き

本報告は航空機搭載型の基準径路設定／突風検出装置の概要と飛行実験によるその評価について述べる。

ターミナル運航に関連した飛行性の問題を解明するために、航技研のビーチクラフト65型クィーン・エアを母機として改造した可変安定応答実験機(VSRA: Variable Stability and Response Airplane)¹⁾を用いた飛行実験が行われてきた。この研

究課題において、着陸進入径路は既存のILSによる径路のみばかりでなく、将来のMLSに対応した急角度進入、二段進入、さらには曲線進入といった径路も含めて考えられなければならない。既存のILSでは設定グライドスロープ角等を柔軟に変更することができず、また実験空域や飛行場等の制限を受ける。このような不具合を解決するためには上空における模擬着陸進入実験を考えなければならない。そのための飛行実験用機材として基準径路設定装置が試作された。

本装置は地上の航法援助施設の一つであるVOR/DME局を利用する。あらかじめ設定された進入コースに沿って局に向かってホーミングを行えば、機上

* 昭和61年4月7日受付

** 飛行実験部

において DME (距離測定装置) による直距離情報および VOR による水平面内の進入コースからの偏差情報を得ることができる。また同時に気圧高度計からの気圧高度情報を得ることができるので航空機の局に対する現在位置を知ることができる。本装置では曲線進入のような 3 次元径路を考慮せず鉛直面内で任意の進入径路を設定することのみを考える。一般に、進入コースを含む鉛直面内にある仮想局を想定し、それに対して任意のグライドスロープ角を有する進入径路を仮定すれば空中に基準径路を設定することができる。この基準径路と航空機の現在位置との偏差を計算し、径路角偏差に換算すれば通常の ILS によるグライドスロープ偏差と同等の情報が得られるはずである。但し、パイロットが進入コースを保持するためには、ILS のローカライザ偏差信号に相当する水平面内の指標が必要である。ここではその指標として VOR 信号を増幅したものをコース偏差として用いることにする。VSRA ではこのようにして本装置から得られる径路角偏差およびコース偏差を母機の集合計器装置 (Integrated Flight System)²⁾ の ADI (Attitude Director Indicator: 姿勢司令計器) および HSI (Horizontal Situation Indicator: 水平情報計器) に指示することによって、パイロットに対して ILS と同等の信号を与えている。

前述のように本装置は基本的なセンサとして DME および気圧高度計を用いているが、それらの出力をそのまま用いるのではなく、加速度計およびジャイロから得られる加速度情報と組み合わせ、カルマン・フィルタを構成することによって、より正確な距離および高度を推定しようとするものである。上記のように本装置は複数の異種センサを組み合わせることにより全体の精度向上を計ろうとするものであって、このような試みは文献 3), 4) 等にも見られる。しかしながら、本報告で述べるような模擬着陸進入用機材あるいは後述の突風検出用機材として実際の飛行実験をもとに評価した例は見られない。またこの方法によれば、個々のセンサに高い精度が要求されることはない。従って、本装置のように General Aviation 用の中精度センサ系を用いることができ、慣性計測装置 (IMS) や慣性航法装置 (INS)

のような高価・高精度のセンサを特に用いる必要はない。

上記のような模擬着陸進入実験だけではなく、一般の飛行実験において、その精度を向上させるためには航空機が各瞬間に遭遇している大気擾乱 (突風) の大きさを正しく計測することが必要である。この問題の重要性は安定・操縦微係数の同定や VSRA のモデル追従性能の検定を行う時に痛感されたものである。さらに突風を実時間で推定することができれば、飛行制御系にフォワード・ループを組み込むことによって操縦性を劣化させることのない突風軽減装置を構成することが可能となる^{5), 6)} また、十分な信頼性をもって突風が検出できるようになれば、離着陸時の航空事故原因として最近注目されているウインド・シアの検知・警報にも役立てられる⁷⁾。

航空機が遭遇している突風は機体の慣性速度 (対地速度) と対気速度との差として計測されるので、突風の推定値はセンサ固有の誤差や取付誤差等の原因によって対地速度および対気速度に含まれる誤差の中に埋もれかねない。特に突風速度が小さい時にはその傾向が強い。このような理由によって突風を精度良く推定することは必ずしも簡単ではない。また突風を計測できたとしても、その正しさを検証することは基準となる突風計測装置がないために、さらに困難である。

基準径路設定機能のために本装置ではカルマン・フィルタによって距離、高度の推定精度を高めようとした。その際、副次的に水平 / 鉛直方向の慣性速度成分が推定されている。本装置の突風検出機能はこの慣性速度を利用し、総圧信号、静圧信号および α ・ β ベーンの信号を用いて求めた対気速度と比較することにより突風を実時間で推定しようとするものである。

以上のように鉛直面内において正しい位置と慣性速度とを推定しようという共通の課題のために、本装置には基準径路設定機能と突風検出機能という二つの異質の機能を持たせている。本報告は以下のような構成で本装置の概要と各機能の特徴について述べ、飛行実験例をもとに行った評価結果を示す。

第 2 章では主な記号を、第 3 章では本装置の概要について述べる。第 4 章では基準径路設定機能の内

容について述べ、カルマン・フィルタを構成するのに必要なセンサの計測雑音のモデル化について記述する。さらに上空における模擬着陸進入実験という目的に照らして、本装置が作り出すグライドスロープ偏差角指示が ILS 信号と等価なものか否かを、VSRAを用いた実際の飛行実験によって評価した結果を述べる。第5章では突風検出機能について述べる。本装置によって実時間で推定された突風の精度を検証する前に、その推定精度に大きな影響を与える水平方向の慣性速度を、本装置とは別に母機に装着されているドップラ・レーダのデータを用いて検定する。その結果、本装置で用いている DME 信号に含まれる雑音モデルとして有色雑音を考慮する必要があることを示す。最後に状態量再構成 (State Reconstruction) 法を用いることによって、最も困難な突風の精度の検証ができることを示す。その方法と検証結果について述べる。

2. 主な記号

a_H	: 地面座標の鉛直方向の加速度 (上方, 正)	(m/s^2)	ΔT	: スロットル操舵変化量	(mm)
a_x	: 地面座標の水平方向の加速度	(m/s^2)	u_A	: 機体座標の前後方向の真対気速度	(m/s)
a_x	: 機体座標の前後方向の加速度	(m/s^2)	u_a	: トリム値まわりの前後方向の対気速度の変化分	(m/s)
a_z	: 機体座標の上下方向の加速度 (下方, 正)	(m/s^2)	u_c	: 校正対気速度	(m/s)
A	: 安定微係数行列	} ㉔式	u_{DOP}	: ドップラ・レーダの対地速度 (水平方向)	(m/s)
B	: 操縦微係数行列		u_g	: 機体座標の前後方向の突風	(m/s)
Δe	: エレベータ・コラム操舵変化量 (cm)		u_H	: 地面座標の鉛直方向の慣性速度	(m/s)
G	: 突風係数行列	㉔式	u_I	: 機体座標の前後方向の慣性速度	(m/s)
GS	: グライドスロープ角 (deg), (rad)		u_x	: 地面座標の水平方向の慣性速度	(m/s)
ΔGS	: グライドスロープ偏差角	(dot)	$v_{(\cdot)}$: 出力計測値 (・) の雑音	
g	: 重力加速度	(m/s^2)	w_A	: 機体座標の上下方向の真対気速度	(m/s)
h	: 高度	(m)	w_a	: トリム値まわりの上下方向の対気速度の変化分	(m/s)
h_p	: 気圧高度計による高度	(m)	w_g	: 機体座標の上下方向の突風	(m/s)
$k_{(\cdot)}$: (・) のカルマン・ゲイン		w_I	: 機体座標の上下方向の慣性速度	(m/s)
ΔLOC	: ローカライザ偏差角	(dot)	$w_{(\cdot)}$: 入力計測 (・) の雑音	
q	: 縦揺れ角速度	(rad/s)	x	: 水平距離	(m)
r_i	: DME 信号の有色雑音	(m)	x_{DME}	: DME による距離 (VOR/DME 局から航空機までの直距離)	(m)
T, t	: 時間	(sec)	\mathbf{x}	: 状態量ベクトル	
			\mathbf{x}_g	: 突風応答による状態量ベクトル	
			$(\dot{\mathbf{x}})_{\text{hld}}$: オフ・トリム量	㉔式
			\mathbf{x}_I	: オフ・トリムの応答による状態量ベクトル	
			\mathbf{x}_δ	: 操舵応答による状態量ベクトル	
			α_V	: α ベーンによる迎角	(rad)
			δ	: 操舵量ベクトル	
			δ_e	: エレベータ舵角の変化分	(rad)
			δ_{MAP}	: マニホールド圧力の変化分	(Pa), (in-Hg)
			Δ	: サンプル時間	(sec)

- θ : 機体座標で定義される縦揺れ角
(rad)
但し, (28)式, 図14 の θ はトリム値からの変化分
- θ' : 垂直ジャイロの出力軸の縦揺れ角
(rad)
- ξ : 突風ベクトル
- ρ : 空気密度 (kg/m³)
- ϕ : 横揺れ角 (rad)

添字等

- $(\cdot)_{\text{mes}}$: (\cdot) の計測値
- $\hat{(\cdot)}$: (\cdot) の推定値
- $\dot{(\cdot)}$: $\frac{d(\cdot)}{dt}$
- $(\cdot)_b$: (\cdot) のバイアス
- $(\cdot)_0$: (\cdot) の初期値または海面上標準大気
- $(\cdot)_{\text{nominal}}$: (\cdot) の設定値

3. 装置の概要と構成

3.1 概要

図1に本装置の外観写真を示す。装置は本体部と制御部から成っている。本体部では実験モードの選択や演算に必要なパラメータ等を設定するためのキ

ーボードおよび表示窓がある。制御部は実験開始(基準径路設定の演算や突風の演算の開始)スイッチや装置の異常を示す警報ランプを備えている。また本装置には簡単な異常時のモニタ機能およびセルフテスト機能を持たせてある。電源としては航空機用の 400Hz, 115V および 26V AC が使われている。

3.2 構成

本装置に用いた入力センサとその信号および出力信号の流れを示す構成ブロックを図2に示す。入力信号のうち()で示したものは, 本装置として直接には用いないがVSRA 制御用および解析用に取り込まれている。使用されているセンサのカタログ性能を表1に示す。

これらの信号の入出力を含む制御, 演算, システムモニタを行なうためのマイクロプロセッサはインテル 8086, 8087 であり, メモリとして RAM 30k bytes, PROM 64k bytes を備えている。サンプリング時間(サイクル時間)は 0.125 秒で, 演算は 16 ビット浮動小数点方式で行っている。

本装置からはセンサ信号や演算の過程および結果を PCM (Pulse Code Modulation) 化したデジタル・データ(一部マルチチャンネル出力ではあるが計

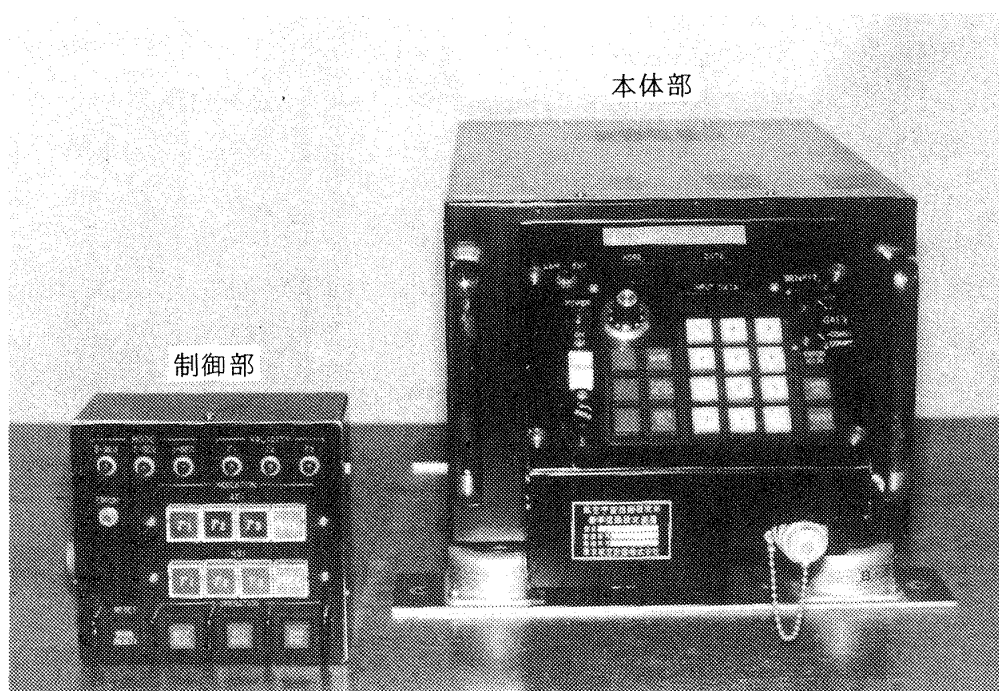


図1 外観図

表 1 センサのカタログ性能

	セ ン サ	型 式	性 能		
			範 囲	出 力	精 度
NAV セン サ	DME (距離測定装置)	Collins DME-40	0~463km (0~250NM)	40mV DC/1852m (40mV DC/NM)	185.2m (0.1NM)
	ドップラ・レーダ (対地速度計)	Decca D-72	51.4~360m/s (100~700kt)	18.4Hz/m/s (35.7Hz/kt) (パルス出力)	$\pm 0.13\text{m/s}$ ($\pm 0.25\text{kt}$) 又は $\pm 0.3\% \text{F.S.}$
エ ア セン サ	差圧トランスジューサ (動圧)	Rosemount 831 BA	0~6895Pa (0~1psig)	5V DC/6895Pa (5V DC/psig)	0.1% F.S. 直線性
	高度トランスジューサ	Rosemount 1241 M	0~4572m (0~15000 ft)	1.64mV DC/m (0.5mV DC/ft)	$\pm 3.02\text{m}$ (1524m) ($\pm 9.9\text{ft}$ (5000ft))
	$\alpha \cdot \beta$ ベーン	東京航空計器 XS-80	0~320°	62.5mVDC/度	0.5% F.S. 直線性
慣 性 セン サ	垂直ジャイロ	Collins 332 D-11 A	$\theta : \pm 80^\circ$ $\phi : 0 \sim 360^\circ$	0.22V AC/度	$\pm 0.5^\circ$
	方向ジャイロ	Collins MC-103 332 E-5	0~360°	55.6mV AC/度	$\pm 0.75^\circ$
	レートジャイロ	東京航空計器 BRG-60	$\pm 20^\circ/\text{s}$	0.2V AC/°/s	$\pm 0.5\% \text{F.S.}$ (0~1/4 F.S.) 直線性
	加速度計	ENDEVCO Q-FLEX QA-116-16	$\pm 9.8\text{m/s}^2$ ($\pm 1\text{g}$)	0.102V DC/m/s ² (1V DC/g)	0.05% 直線性

F.S.: フルスケール

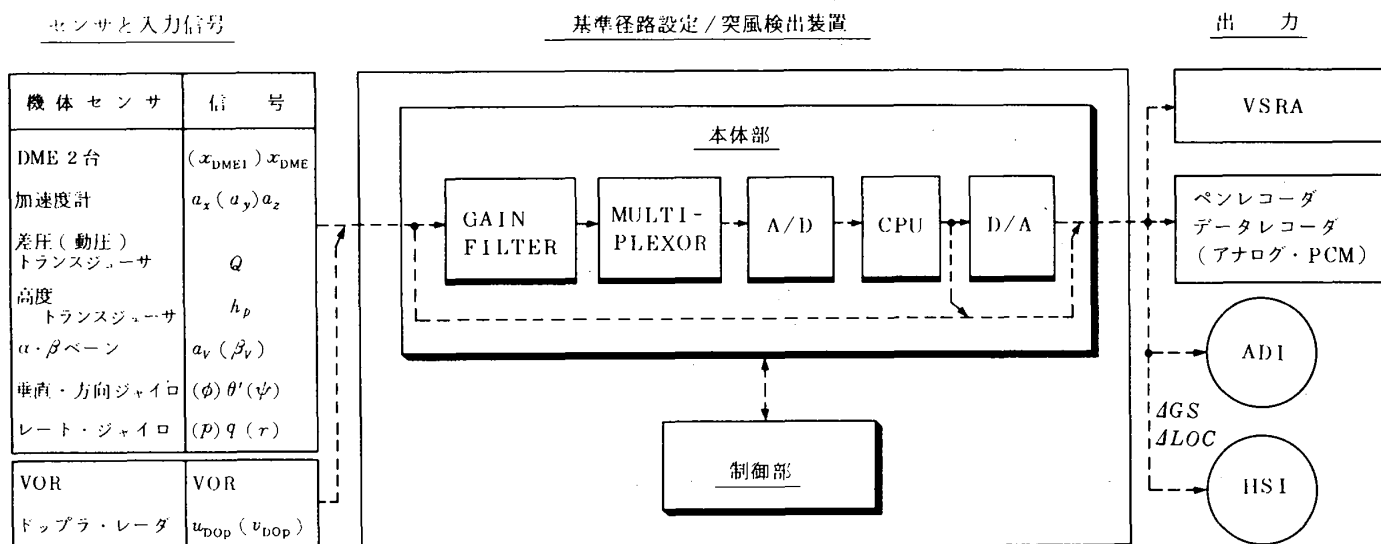


図 2 信号の流れと構成ブロック図

76 項目)として出力したり、選択的に必要なチャンネルをアナログ・データとして出力することもできる。これらをデータレコーダに記録することによって本装置の評価等のオフ・ライン・データ解析が行える。

模擬着陸進入実験時には基準径路設定機能から得られるグライドロープ偏差角信号 (ΔGS) およびローカライザ偏差角信号 (ΔLOC) を ADI, HSI への入力として供給することができる。また突風検出機能で得られた突風成分の推定値はデジタル信号のまま, VSRA の計算機部へ転送できる。

4. 基準径路の設定と位置の推定⁸⁾

4.1 グライドロープ偏差角の演算

“まえがき”でも述べたように、機上において VOR/DME 局に対する航空機の鉛直面内の現在位置は DME 信号 (x_{DME}) と気圧高度計信号 (h_p) とから得られる (図 3 参照)。図 4 に示すように VOR/

DME 局の設置位置を基準点として、この局への進入コースを含む鉛直面内に仮想局を設け (x_s, h_s)、その仮想局に対して任意のグライドロープ角 ($GS_{nominal}$) を設定すれば空中に基準の径路を作ることができる。また、航空機と仮想局と結んだ線が水平線となす角、すなわちグライドロープ角 (GS) は、

$$GS = \tan^{-1} \left(\frac{h-h_s}{x-x_s} \right) \approx \frac{h-h_s}{x-x_s}, \left(\frac{h-h_s}{x-x_s} \ll 1 \right) \quad (1)$$

で表わされる。従って、ADI, HSI に表示されるべきグライドロープ偏差角 (ΔGS) は、

$$\begin{aligned} \Delta GS &= K_{GS}(GS_{nominal} - GS) \\ &= K_{GS} \left(GS_{nominal} - \frac{h-h_s}{x-x_s} \right) \end{aligned} \quad (2)$$

で表わすことができる。ここで K_{GS} は ΔGS の指示感度であり、次元を (dot/rad) にとることによって、 ΔGS をドット指示にできる。 K_{GS} , $GS_{nominal}$, x_s ,

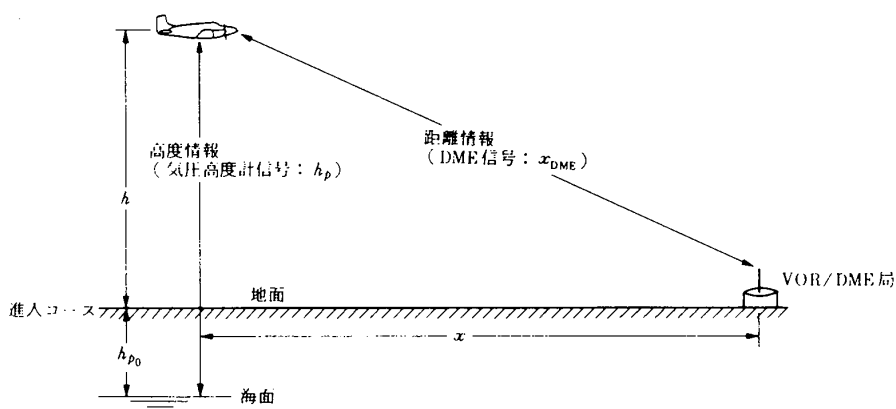


図 3 航空機への位置情報

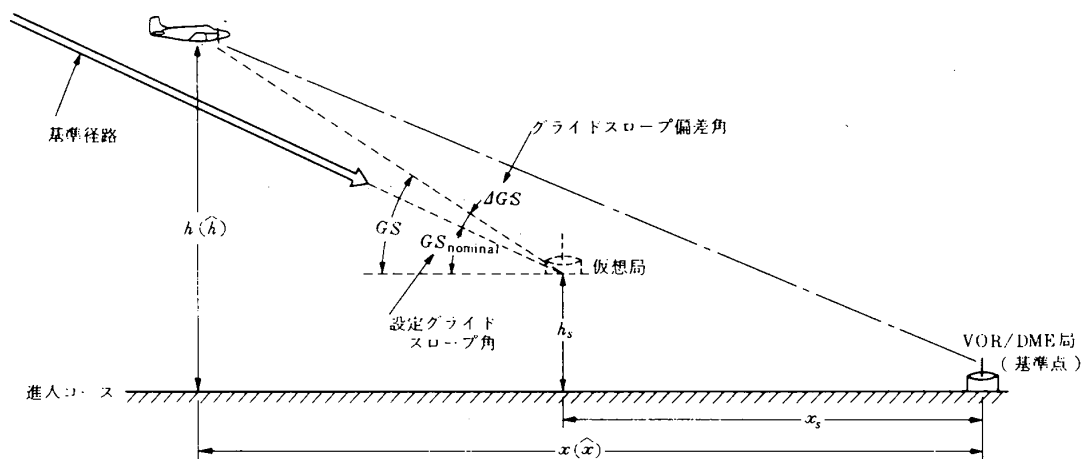


図 4 基準径路と飛行位置

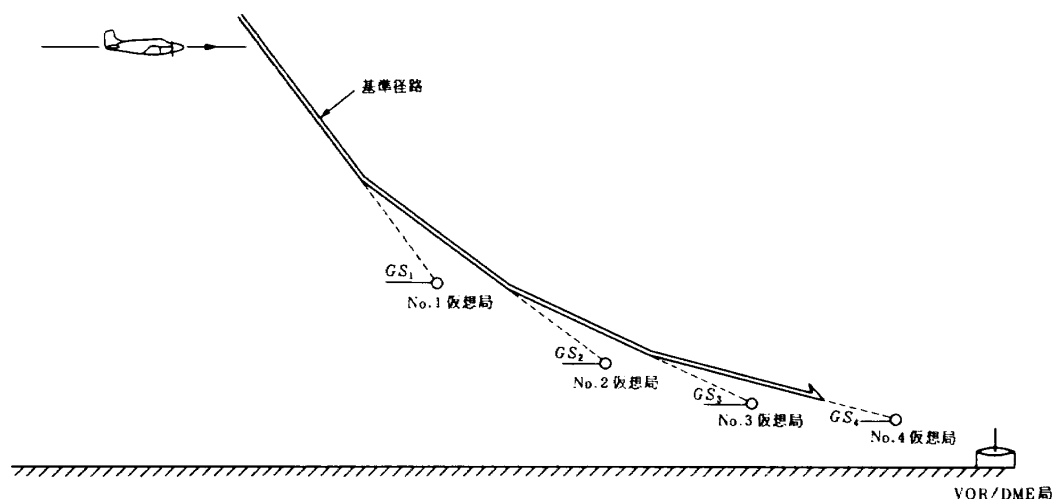


図5 基準経路設定機能における基準経路

h_s は設定する定数パラメータであるので、グライドスロープ偏差角 (ΔGS) は VOR/DME 局を基準点とした、時々刻々の飛行位置 (x, h) を知ることによって求められる。 x, h には DME 信号と気圧高度計信号をもとに、4.2 項に述べる方法で得る距離と高度の推定値 (\hat{x}, \hat{h}) を用いる。

以上のことを基本にして、基準経路設定機能では、図5に示すように最大四つの仮想局を想定することができる。仮想局の位置の決め方や、その仮想局に対するグライドスロープ角の設定によって ILS を使った通常の着陸進入を模擬したり、深い角度の直線進入や二段進入に代表される多段の模擬着陸進入実験が可能である。多段進入の意味するところは、鉛直面内における曲線進入を目指すものである。

4.2 位置（距離と高度）の推定

図3および図4に示すように VOR/DME 局を基準点として航空機の位置を (x, h) で表わす。

高度規正 QNH が正しく設定され、位置誤差も器差もない気圧高度計が使用できれば、正しい気圧高度 h_p を得、高度 h は

$$h = h_p - h_{p_0} \quad (3)$$

として求められる。 h_{p_0} は VOR/DME 局の海面からの設置高度である。同様に DME 信号が完全に正しければ、地表面の曲率が無視できる範囲で、距

離 x は

$$x = \sqrt{x_{DME}^2 - h^2}$$

と書くことができる。但し、 x_{DME} は DME で計測される直距離である。特に $|h/x_{DME}| \ll 1$ がみたされる高度範囲では

$$x \approx x_{DME} \quad (4)$$

と書き直せる。

実際には計測値 x_{DME} , h_p は各種の誤差が含まれているので、(3), (4)式のままではグライドスロープ偏差角を正しく求めることができない。そこで加速度計とジャイロの信号を用い、カルマン・フィルタを構成することによって、計測値より精度の良い推定値 \hat{x}, \hat{h} を求めることを考える。^{9), 10)} その前提として以下の運動学的、幾何学的な関係を利用する。

まず地面座標に沿う水平/鉛直方向の慣性速度および加速度を u_x, u_H (上方に正), a_x, a_H (上方に正) とすると、

$$\dot{h} = u_H ; h_0 \quad (5a)$$

$$\dot{u}_H = a_H ; u_{H_0} \quad (5b)$$

および

$$\dot{x} = -u_x ; x_0 \quad (6a)$$

$$\dot{u}_x = a_x ; u_{x_0} \quad (6b)$$

の関係がある。

航空機が鉛直面内で運動している時、機体軸^{注)}に沿う前後/上下方向の加速度 a_x, a_z (下方に正) を

注) 実際の機体軸を定義することは非常に困難であるので、機体に取り付けられた三軸加速度計の出力軸を機体軸として改めて定義する。但し、三軸加速度計の出力軸間の直交性は正しく較正されているものとする。

用いれば, a_H, a_x は,

$$a_H = a_x \sin \theta - a_z \cos \theta - g \quad (7a)$$

$$a_x = a_x \cos \theta + a_z \sin \theta \quad (7b)$$

のように求められる。ここで θ は重力方向と機体軸との間のオイラ角で定義される縦揺れ角である。

また縦揺れ角速度を q とすると

$$\dot{\theta} = q; \theta_0 \quad (8)$$

が成立つ。

4.3 計測雑音のモデル化とシステム方程式

本装置で使用される各種センサの計測値に含まれる雑音特性を単純化し, 4.2 項でまとめた動的関係式に基づいてカルマン・フィルタを構成するためのモデルを作る。

(1) 縦揺れ角速度 q を併用した縦揺れ角 θ

(7a, b) 式によって機体軸に沿って測られる加速度を地面座標に変換するために正確な縦揺れ角 θ が必要である。垂直ジャイロによって θ を計測しようとする時, その取付誤差 (ミス・アラインメント) θ_b が存在するために垂直ジャイロの出力軸の縦揺れ角 θ' と機体軸の θ は一致しない。従って, 取付誤差 θ_b を未知の一定バイアスとしてモデル化すれば, $\theta \triangleq \theta' + \theta_b$ と書くことができる。 θ_b を修正するには, 4.5 項で後述するように距離情報を用いなければならない。

垂直ジャイロによる θ' の計測値 θ'_{mes} に含まれる雑音のうち主要なものは起立誤差である。起立誤差 v_θ は, 内蔵の起立装置によって真の重力方向に向けてジャイロが起立しようとする過程で生ずるもので, 10 ~ 100 秒周期の主成分を含むランダム雑音であるが, 長秒時で考えれば平均値零である。以下では出力電気信号に含まれるランダム雑音をも含めて $\theta'_{mes} = \theta' + v_\theta$ と書く。

起立誤差を修正するためにレート・ジャイロによる縦揺れ角速度の計測値 q_{mes} を利用する。レート・ジャイロの出力範囲が比較的小さい時, その誤差要因は零点のドリフトが主要なものである。ドリフトの大きさはその日毎に変化するが, 一回の飛行では

やはり未知の一定バイアス q_b でモデル化することができる。従って, $q_{mes} = q + q_b + w_q$ と書ける。但し, w_q は出力電気信号に混入する平均値零のランダム雑音である。

上記の考察を用いて (8) 式を書き直すと, θ' の推定に必要なシステム方程式

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta}' \\ \dot{q}_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta' \\ q_b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} [q_{mes} - w_q]; \begin{bmatrix} \theta' \\ q_b \end{bmatrix}_0 \quad (9a)$$

$$\theta'_{mes} = [1 \quad 0] \begin{bmatrix} \theta' \\ q_b \end{bmatrix} + v_\theta \quad (9b)$$

が得られる。(9a, b) 式において w_q, v_θ は加算的な平均値零の雑音として現われているから, 等価な白色雑音と見なして, 4.4 項に述べる形式のカルマン・フィルタ FB1^{注)} を構成し, 推定値 $\hat{\theta}', \hat{q}_b$ を得ることができる。

(2) 加速度 a_H を併用した高度 h の推定

(5a, b) 式の入力 a_H を得るには機体座標の加速度 a_x, a_z を知り, (7a) 式に従って座標変換をしなければならない。座標変換に必要な縦揺れ角 θ は (1) 項で推定された $\hat{\theta}' (= \hat{\theta} - \hat{\theta}_b)$ を用いる。機体座標の加速度 a_x, a_z は加速度計によって計測できる。加速度計同志の直交性と各加速度計のスケール・ファクタについては予め実験室内で注意深く較正することが可能である。またその計測値 a_{xmes}, a_{zmes} には通常, 機体の振動等による高周波成分が含まれるが適切な前置フィルタを配置することによってデジタル処理におけるエリアシング誤差を除去できる。従って有色雑音を考慮することなく計測出力を $a_{xmes} = a_x + a_{xb} + w_{ax}, a_{zmes} = a_z + a_{zb} + w_{az}$ のようにモデル化することができる。ここに a_{xb}, a_{zb} は未知の一定バイアス, w_{ax}, w_{az} は白色・平均値零の加算的雑音である。

センサ雑音に関する上記の考察に基づいて (7a) 式に対応した a_H のいわば計測値 a_{Hmes} を考えると,

注) “FB1” は 1 階の微分方程式で表わされる状態方程式に入力のバイアスを付加的状態量として追加したフィルタという程の意味である。

$$\begin{aligned}
a_{H_{mes}} &= a_{x_{mes}} \sin \hat{\theta}' - a_{z_{mes}} \cos \hat{\theta}' - g \\
&= (a_x + a_{x_b} + w_{a_x}) \sin(\hat{\theta} - \hat{\theta}_b) \\
&\quad - (a_z + a_{z_b} + w_{a_z}) \cos(\hat{\theta} - \hat{\theta}_b) - g \\
&= a_H \cos \hat{\theta}_b - (1 - \cos \hat{\theta}_b) g \\
&\quad - a_x \sin \hat{\theta}_b + (a_{x_b} + w_{a_x}) \sin \hat{\theta}' \\
&\quad - (a_{z_b} + w_{a_z}) \cos \hat{\theta}'
\end{aligned}$$

である。妥当な仮定として、

$$\left. \begin{aligned} |a_{x_b}, a_{z_b}, w_{a_x}, w_{a_z}| &\ll |a_x, a_H| \ll g \\ |\hat{\theta}_b| &\ll \hat{\theta} \ll 1 \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

と考へ、高次の微小項を省略すると、

$$a_{H_{mes}} \approx a_H - a_{z_b} - w_{a_z} \quad (11)$$

となり、 $a_{H_{mes}}$ はバイアスとランダム雑音が加算された形で表わすことができる。

(5a, b) 式の出力 h は気圧高度計によって $h_{mes} = h_p - h_{p_0}$ として計測される。気圧高度計出力に含まれる器差修正は実験室内で可能である。また、静圧孔の位置誤差による静圧誤差はここでは無視する。^{注)}

従って、気圧高度計出力には出力電気信号に混入する雑音 v_h を加算的に考えればよい。すなわち、 $h_{mes} = h + v_h$ と書ける。

これらの考察に基づいて (5a, b) 式をまとめると、 h の推定に必要なシステム方程式

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} \dot{h} \\ \dot{u}_H \\ \dot{a}_{H_b} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ u_H \\ a_{H_b} \end{bmatrix} \\
&\quad + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} [a_{H_{mes}} + w_{a_H}] ; \begin{bmatrix} h \\ u_H \\ a_{H_b} \end{bmatrix}_0 \quad (12a)
\end{aligned}$$

$$h_{mes} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ u_H \\ a_{H_b} \end{bmatrix} + v_h \quad (12b)$$

が得られる。但し、 $a_{H_b} \triangleq a_{z_b}$ 、 $w_{a_H} \triangleq w_{a_z}$ と書き直してある。(12a, b) 式で w_{a_H} 、 v_h を平均値零の等価白色雑音と見なして、4.4 項に述べる形式のカルマン・フィルタ FB2 を構成し、推定値 \hat{h} 、 \hat{u}_H 、 \hat{a}_{H_b} を得ることができる。

(3) 加速度 a_x を併用した距離 x の推定

(6a, b) 式の入力である a_x を得るには (2) 項と同様に (7b) 式を用いて

$$\begin{aligned}
a_{x_{mes}} &= a_{x_{mes}} \cos \hat{\theta}' + a_{z_{mes}} \sin \hat{\theta}' \\
&= (a_x + a_{x_b} + w_{a_x}) \cos(\hat{\theta} - \hat{\theta}_b) \\
&\quad + (a_z + a_{z_b} + w_{a_z}) \sin(\hat{\theta} - \hat{\theta}_b) \\
&= a_x \cos \hat{\theta}_b + (a_H + g) \sin \hat{\theta}_b \\
&\quad + (a_{x_b} + w_{a_x}) \cos \hat{\theta}' + (a_{z_b} + w_{a_z}) \sin \hat{\theta}'
\end{aligned}$$

と書き表わせるが、(10) 式の仮定から高次の微小項を無視すると、

$$a_{x_{mes}} \approx a_x + (a_{x_b} + g \hat{\theta}_b) + w_{a_x} \quad (13)$$

となり、 $a_{x_{mes}}$ はやはり真値に対してバイアスおよびランダム雑音が加算された形で表わすことができる。

(6a, b) 式の出力 x は DME によって $x_{mes} = x_{DME}$ として計測される。DME の計測出力のスケール・ファクタについては、校正装置によってほぼ正しく校正されうると考えてよい。この校正装置は航空機搭載の DME 装置をチェックするためのもので、地上 DME 局からの電波を模擬する簡易型の疑似応答装置である。

DME 計測値に含まれる加算的ランダム雑音 r_x の物理的要因を明らかにすることは困難であるが、システム方程式を作るため飛行実験から得られた r_x のスペクトルを参考にした。すなわち、同一の飛行試験データを DME 信号－機上ドップラ・レーダ信号、DME 信号－加速度信号の組み合わせを用いた二組のカルマン・フィルタでオフ・ライン処理をする。両者の出力残差に共通な部分を抜き出すことにより、DME 信号の雑音の性質を推定することができる。¹¹⁾ このようにランダム雑音 r_x のうち白色部分 v_x を除いた有色成分のスペクトルが推定された。

上記のようなスペクトル形をモデル化するために、ここで N 個のフィルタを考える。 i 番目のフィルタの出力を r_i 、伝達関数を

$$F_i(s) = \frac{s}{s^2 + 2\zeta_i \omega_i s + \omega_i^2} \quad (14)$$

とし、それぞれが独立な白色雑音 w_i で駆動される

注) ここで対象とする速度範囲では位置誤差による修正速度は高々 $\pm 3 \text{ m/s}$ 程度であり、高度へのその影響は $\pm 1.3 \text{ m}$ 程度にしかない。

とする。これらのフィルタ出力の和 $r_1 + r_2 + \dots + r_N$ のスペクトルが実験的に得られたものを近似するように N , ζ_i , ω_i , および w_i の強さを定めることができる。

上記のような雑音モデルを前提として (6a, b) 式をまとめると、次のシステム方程式が得られる。簡単のため $N=1$ の場合を書く。

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{u}_x \\ \dot{a}_{xb} \\ \dot{r}_{11} \\ \dot{r}_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 & \vdots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & & \\ 0 & 0 & 0 & & \\ \vdots & & & 0 & 1 \\ 0 & & & -\omega_1^2 & -2\zeta_1\omega_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ u_x \\ a_{xb} \\ r_{11} \\ r_{12} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{xmes} + w_{ax} \\ w_1 \end{bmatrix}; \begin{bmatrix} x \\ u_x \\ a_{xb} \\ r_{11} \\ r_{12} \end{bmatrix}_0 \quad (15a)$$

$$x_{mes} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \vdots & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ u_x \\ a_{xb} \\ \vdots \\ r_{11} \\ r_{12} \end{bmatrix} + v_x \quad (15b)$$

ここで $a_{xb} \triangleq -a_{xb} - g\hat{\theta}_b$, $w_{ax} \triangleq -w_{ax}$ と書き直してある。(15a, b) 式で w_{ax} , w_1 , v_x を平均値零の等価白色雑音とみなして 4.4 項のカルマン・フィルタを構成し、 \hat{x} , \hat{u}_x , \hat{a}_{xb} , \hat{r}_{11} , \hat{r}_{12} を推定することができる。

特別な場合として、 $N=0$, すなわち雑音 r_x を白色と仮定してしまえば、フィルタは(2)項と同じく FB2 となる。また、 $N=2$ と仮定すればフィルタ形式は FB6 となる。

(4) 加速度 a_x を併用した対地速度 u_x の推定

本装置そのものの構成には含まれないが、それを校正するために、ドップラ・レーダが使用できる。

ドップラ・レーダの水平方向の出力軸と地面座標の水平方向の軸との差を無視すれば、地面座標の水平方向の慣性速度 u_x は $u_{xmes} = u_{Dop}$ として計測される。これにより(3)項と異なり (6b) 式のみを用いることによって、ドップラ・レーダの計測出力と加速度 a_x でやはり一組のフィルタが構成できる。

ドップラ・レーダ出力の中に含まれる雑音 v_{u_x} は、ほぼ平均値零の白色雑音で近似でき、 $u_{xmes} = u_x + v_{u_x}$ と記述できる。従ってシステム方程式として、

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_x \\ \dot{a}_{xb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_x \\ a_{xb} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{xmes} + w_{ax} \\ w_1 \end{bmatrix}; \begin{bmatrix} u_x \\ a_{xb} \end{bmatrix}_0 \quad (16a)$$

$$u_{xmes} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_x \\ a_{xb} \end{bmatrix} + v_{u_x} \quad (16b)$$

が得られる。これから構成されるフィルタ形式は(9a, b)式に対応するものと同じく FB1 であって、それから \hat{u}_x , \hat{a}_{xb} が推定される。

4.4 フィルタの形式

4.3 項にまとめたシステム方程式はいずれも等価白色雑音の強さ、および初期値の分散、を指定すればフィルタの構成は完了する。実際のフィルタはデジタル計算に合わせて離散系で設計されているが、以下では 4.3 項のシステム方程式に対応した連続系で書く。離散系と連続系との対応関係はサンプル時間 Δ (sec) を定めれば一義的に対応する¹²⁾。但し、連続系で書いた時には雑音の強さに注意を要する。

FB1 の例：(9a, b) 式のシステムに対するフィルタの形式は

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{\theta}}' \\ \dot{\hat{q}}_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\theta}' \\ \hat{q}_b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} q_{mes} + \begin{bmatrix} k_\theta \\ k_{qb} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta'_{mes} - \hat{\theta}' \\ \hat{q}_b \end{bmatrix}; \begin{bmatrix} \hat{\theta}' \\ \hat{q}_b \end{bmatrix}_0 \quad (17)$$

である。(16a, b) 式の例も同様である。

FB2 の例：(12a, b) 式のシステムに対するフィルタの形式は

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{h}} \\ \dot{\hat{u}}_H \\ \dot{\hat{a}}_{Hb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{h} \\ \hat{u}_H \\ \hat{a}_{Hb} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} a_{Hmes} + \begin{bmatrix} k_h \\ k_{u_H} \\ k_{a_{Hb}} \end{bmatrix} [h_{mes} - \hat{h}] ; \begin{bmatrix} \hat{h} \\ \hat{u}_H \\ \hat{a}_{Hb} \end{bmatrix}_0 \quad (18)$$

である。(15a, b) 式で $N=0$ とすればやはり FB2 となる。

FB6 の例：(15a, b) 式で $N=2$ とすれば、フィルタの形式は

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{x}} \\ \dot{\hat{u}}_x \\ \dot{\hat{a}}_{xb} \\ \dot{\hat{\tau}}_{11} \\ \dot{\hat{\tau}}_{12} \\ \dot{\hat{\tau}}_{21} \\ \dot{\hat{\tau}}_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 1 & 0 & \vdots & \vdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 1 & 0 & \vdots & \vdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & -\omega_1^2 - 2\zeta_1\omega_1 & \vdots & \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & \vdots & 0 & 1 & \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & \vdots & -\omega_2^2 - 2\zeta_2\omega_2 & \vdots & \vdots & \vdots \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{x} \\ \hat{u}_x \\ \hat{a}_{xb} \\ \hat{\tau}_{11} \\ \hat{\tau}_{12} \\ \hat{\tau}_{21} \\ \hat{\tau}_{22} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} a_{xmes} + \begin{bmatrix} k_x \\ k_{u_x} \\ k_{a_{xb}} \\ \vdots \\ k_{11} \\ k_{12} \\ \vdots \\ k_{21} \\ k_{22} \end{bmatrix} [x_{mes} - \hat{x}] ; \begin{bmatrix} \hat{x} \\ \hat{u}_x \\ \hat{a}_{xb} \\ \hat{\tau}_{11} \\ \hat{\tau}_{12} \\ \hat{\tau}_{21} \\ \hat{\tau}_{22} \end{bmatrix}_0 \quad (19)$$

である。

上記の各フィルタにおいてゲイン $k_{(i)}$ は仮定した等価白色雑音の強さ、および初期値の分散に基づいて計算される共分散によって決定される。¹²⁾ 雑音の強さ、および初期値分散値は数多くの飛行試験結果に

基づいて行ったオフ・ライン・フィルタ処理の出力残差 (17)~(19) 式中の $\theta'_{mes} - \hat{\theta}'$, $h_{mes} - \hat{h}$, $x_{mes} - \hat{x}$ の統計処理の結果を考慮して仮定した。概略値を表 2 に示す。

表 2 各フィルタの特性値の概略⁷⁾

$\Delta = 0.125 \text{ sec}$

フィルタ		等価白色雑音の大きさ		フィルタ時定数 $1/T_f$ または ω_f	バイアスの 初期分散	バイアスの 整定時間
		入力計測	出力計測			
FB1	$q \sim \theta$	$10^{-4} (\text{rad/s})^2$	$0.01 (\text{rad})^2$	0.1 (1/s)	$10^{-5} (\text{rad/s})^2$	80 (s)
	$a_x \sim u_x$	$0.01 (\text{m/s}^2)^2$	$0.5 (\text{m/s})^2$	0.14 (1/s)	$0.005 (\text{m/s}^2)^2$	140 (s)
	$u_x \sim x$	$0.5 (\text{m/s})^2$	$50 (\text{m})^2$	0.1 (1/s)	$0.01 (\text{m/s})^2$	80 (s)
FB2	$a_H \sim h$	$0.01 (\text{m/s}^2)^2$	$1 (\text{m})^2$	0.312 (rad/s)	$0.001 (\text{m/s}^2)^2$	60 (s)
	$a_x \sim x$	$0.01 (\text{m/s}^2)^2$	$50 (\text{m})^2$	0.118 (rad/s)	$0.005 (\text{m/s}^2)^2$	140 (s)

DME の 有色雑音		ζ_i	ω_i	$\lambda_i = 2\pi \frac{U_0}{\omega_i}$ 注)	$\sqrt{\tau_i^2}$
FB6	τ_1	0.5	1.5 (rad/s)	250 (m)	27 (m)
	τ_2	0.2	0.25 (rad/s)	1500 (m)	35 (m)

注) 本論の 4.3 の(3)項に述べたように、DME の有色雑音の物理的要因を明らかにすることは困難であるが、仮に電波のマルチパスによるものと考えれば、雑音は空間的な波長 λ_i として表わすことが妥当であろう。この実験での平均速度 U_0 を約 60 m/s とし λ_i を求めた。

経験的に、バイアス推定に対応するゲイン k_{q_b} , $k_{a_{Hb}}$, $k_{a_{xb}}$ 以外のフィルタ・ゲインには $t \rightarrow \infty$ における定常値を用いても推定結果に大きな影響を与えない。もちろん $t \rightarrow \infty$ において k_{q_b} , $k_{a_{Hb}}$, $k_{a_{xb}} \rightarrow 0$ であるから、バイアス推定用のゲインに定常値を用いることは無意味である。但し、バイアス状態量に対応した分散およびゲインの特徴を利用した計算法¹³⁾によって簡略化が可能である。

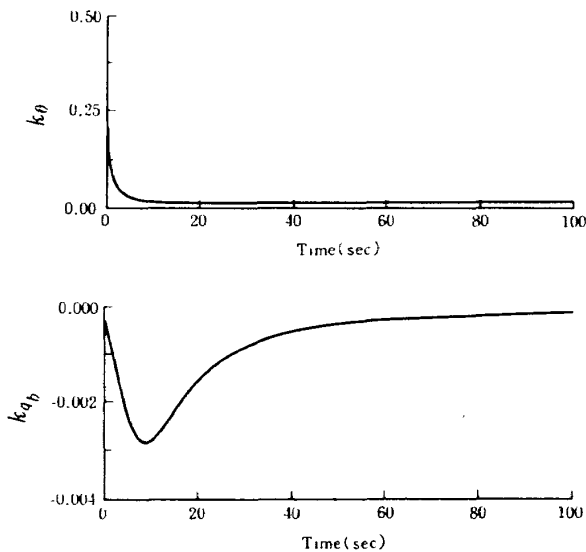


図6 カルマン・ゲイン k_θ , k_{q_b} の時間履歴

表2にはこれら k_{q_b} , $k_{a_{Hb}}$, $k_{a_{xb}}$ が実質的に零となってバイアスの推定が完了するまでの概略所要時間をバイアス整定時間として記入してある。また一例として k_θ , k_{q_b} のふるまいを図6に示す。

4.5 演算部の構成

(1) 位置推定の演算部構成

地面座標での推定位置 (\hat{x}, \hat{h}) を得るための演算部の構成は図7に示す通りである(破線部分については5.2項参照)。

DME信号 x_{DME} と地面座標の水平方向加速度 a_x とで構成するカルマン・フィルタFBnは4.3の(3)項に述べたように $(n+1)$ 次のフィルタである。

前述したように、地面座標における加速度バイアスは

$$a_{xb} = -a_{xb} - g\hat{\theta}_b \quad (20)$$

であるが、 a_{xb} は実験室内の校正ではほぼ零にすることができる。従って、垂直ジャイロの取付誤差による縦揺れ角のバイアス θ_b は a_{xb} の推定値 \hat{a}_{xb} を用いて、

$$\hat{\theta}_b = -\frac{1}{g} \hat{a}_{xb} \quad (21)$$

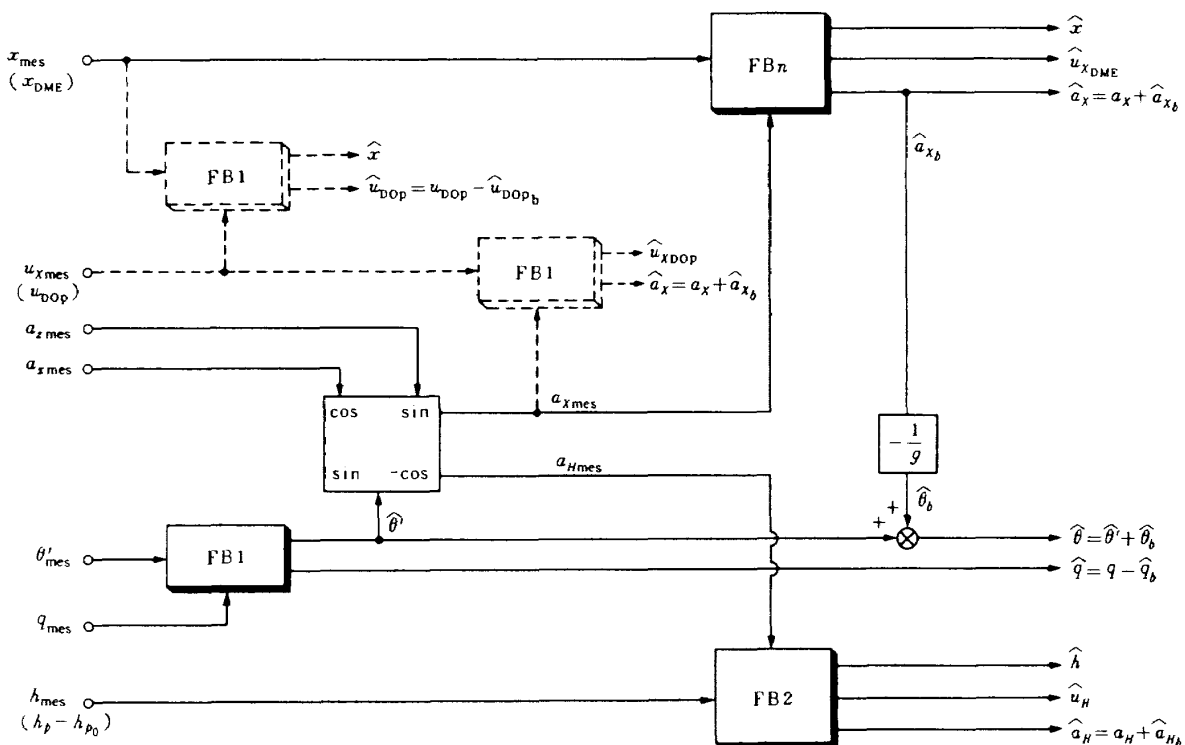


図7 地面座標の位置および速度推定ブロック図

となる。本装置ではこの $\hat{\theta}_b$ を用いて補正した $\hat{\theta} = \hat{\theta}' + \hat{\theta}_b$ がセンサ軸と重力方向で定義される縦揺れ角 θ の最良推定値であると考える。

(2) 偏差角の表示

位置推定の演算結果より得られた (\hat{x}, \hat{h}) を用いて、(2)式のグライドスロープ偏差角 ΔGS を求める。この ΔGS は指示計器であるADI, HSIのグライドスロープ・デビエーション・ポインタ信号として表

示される。ADI, HSIの計器面を図8に示す²⁾ADI, HSIの ΔGS ポインタはいずれも ± 2 ドット(約 $\pm 0.7^\circ$)の範囲で作動し、 $\Delta GS = 0$ (基準径路上を飛行)の時、中央に示される。

二つの計器に ΔGS を表示する理由を以下に述べる。本装置を用いると図5のような多段の模擬進入実験が可能である。演算過程では基準径路のうちの相隣る二つのセグメントに対する ΔGS が同時に得

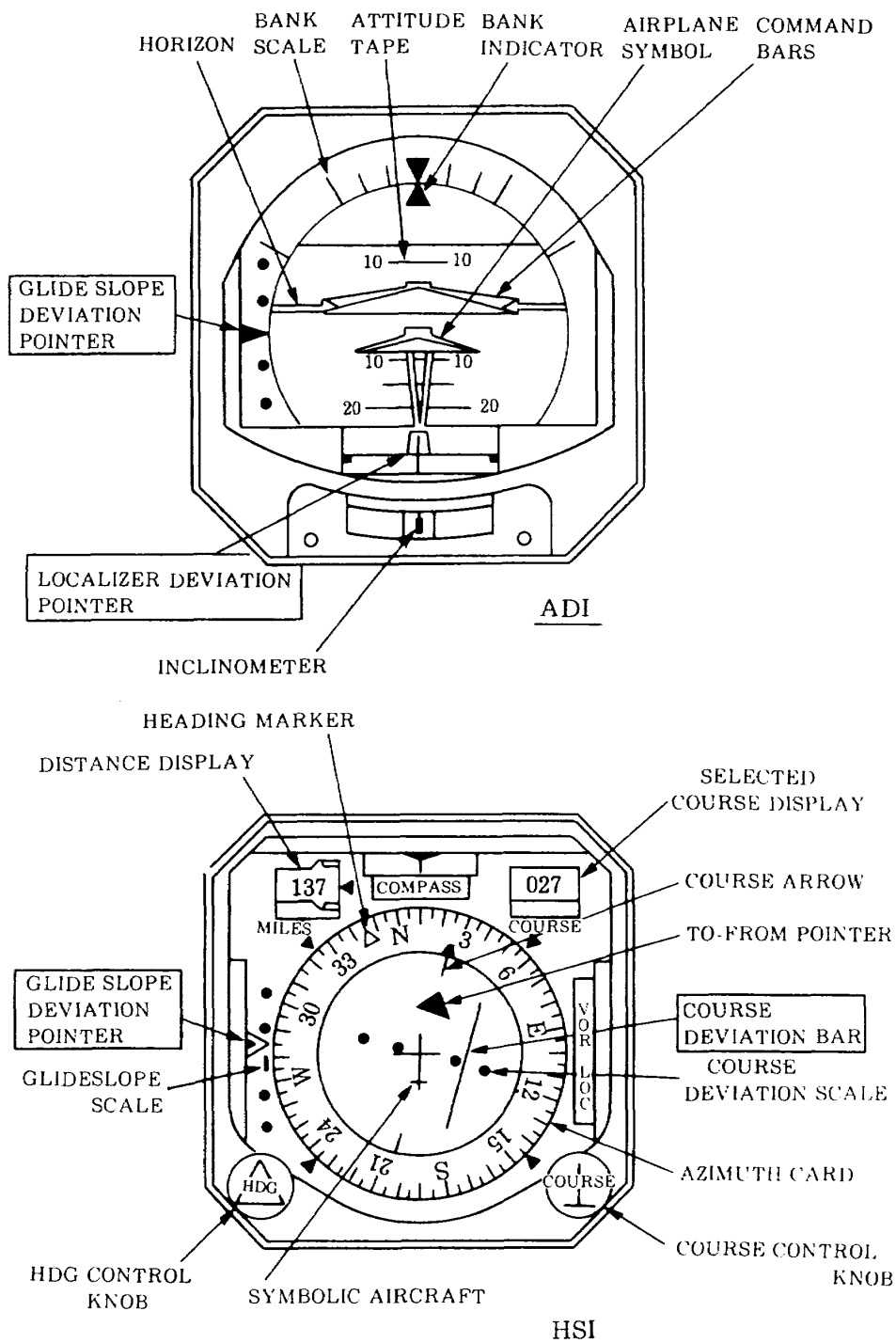


図8 指示計器²⁾

られるようになっている。さらに現在指標としているセグメントに対する ΔGS を ADI に、次のセグメントに対する ΔGS を HSI に示すようになっている。従って、ADI 側の ΔGS ポインタを中央に保つように基準径路を飛行していれば、HSI 側の ΔGS ポインタが次第に中央に寄ってくることによって次のセグメントへの遷移点に近づいたことが予測できる。遷移点をすぎれば新しいセグメントに対する ΔGS が ADI に、さらに次のセグメントに対する ΔGS が HSI に示される。最終セグメントでの指示は ADI、HSI と同じ ΔGS である。

またパイロットは DME の距離指示値を見ることによって遷移点を概略予測することができるが、多段進入においては上述の予測情報が不可欠である。

水平面内の指示については VOR 信号にゲインを掛けたものをローカライザ偏差角信号 ΔLOC として、ADI のローカライザ・デビエーション・ポインタに表示する。その作動範囲は ± 1 ドット (約 $\pm 3.4^\circ$) である。

4.6 飛行実験による評価

(1) 実験概要

本装置を用いて行った模擬着陸進入実験の一例を図 9 に示す。この実験例は ILS での着陸進入を模擬したもので、図のように三つの仮想局 (No.2 ~

No.4) を想定し、三つのセグメント (Ⅰ~Ⅳ) にそれぞれ、 0° 、 3° 、 0° のグライドスロープ角を指定してある。

ILS で通常の着陸進入をする場合、指定された高度で進入コースを水平飛行すれば、ILS ビームをキャプチャすることができる。その時の ΔGS ポインタの動きは、上方より次第に下がって、中央になった時 ILS ビームをキャプチャしたことになる。従って、パイロットはその動きで降下進入開始時期を予測できる。

これに対して、本実験での基準径路はⅢセグメントが ILS ビームを模擬したものである。また、①キャプチャ点付近のパイロットの操舵および機体の動きに注目するために①セグメントでは、ILS がない水平の基準径路を設定し、そこからの偏差も指示することにした。この際、前述のように HSI 側の ΔGS ポインタの動きがⅢセグメントへの遷移に対する予測を指示する。

②キャプチャ点は着地前のフレア点を、Ⅳセグメントが滑走路を、一応想定したものである。もちろん、現実のフレアには外部視界が不可欠ことは明らかであり、その意味ではフレアの模擬までは期待していない。

(2) 実験結果と評価

模擬着陸進入実験結果の一例を図 10 に示す。こ

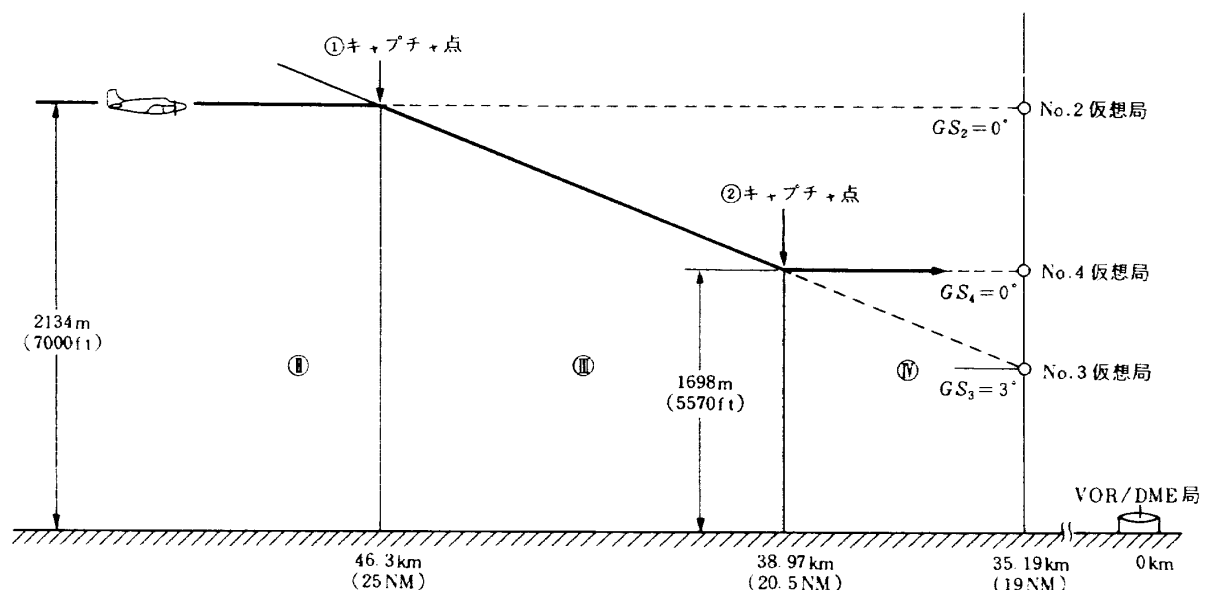


図 9 模擬着陸進入実験の一例

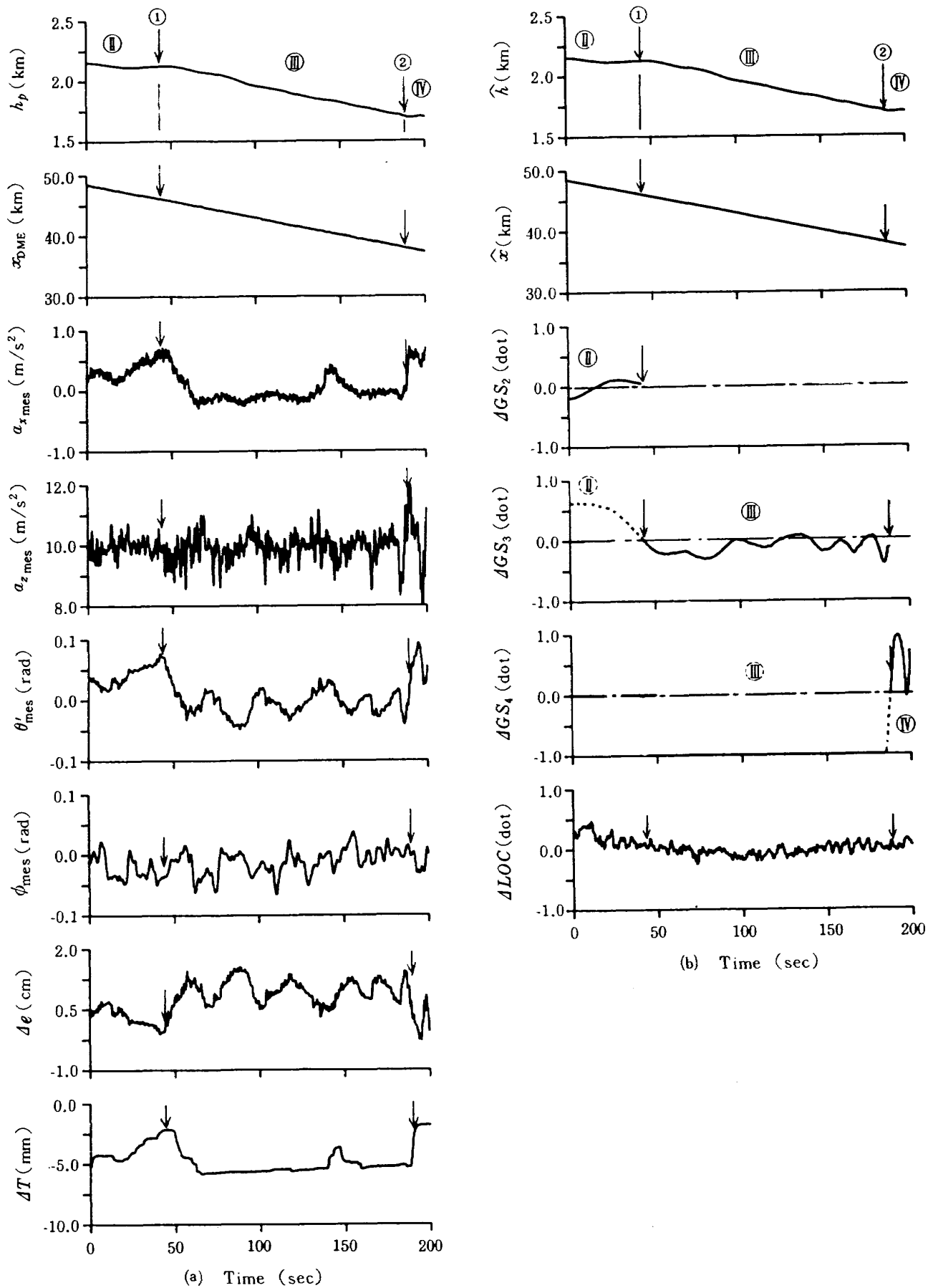


図 10 模擬着陸進入実験結果 (FLT.153 CASE4-1)

れは図 9 における⑩から⑭セグメントまでの 200 秒間の実験の時間履歴を示したものである。左側(a)図は操舵量を含む計測値であり、右側(b)図は本装置によって得られた推定値である。

図中の⑩～⑭は図 9 の各セグメントに対応し、矢印①は⑩から⑭への遷移点(①キャプチャ点)、矢印②は⑭から⑮への遷移点(②キャプチャ点)を示す。

操舵と高度を見ると①キャプチャ点からグライドスロープ角 3° にのるためにエレベータ・コラム(Δe)を押しつつ、スロットル(ΔT)を絞って機体を降下させ、②キャプチャ点でスロットルを増加させ水平飛行に移行する様子がはっきりとわかる。この機体の動きに対して、それぞれのセグメントでの基準径路からのずれ、すなわち、 $\Delta GS_2 \sim \Delta GS_4$ が同様に示されている。 ΔGS の正/負は基準径路が現在の機体の位置より上/下にあることを示す。それぞれ実線部分がそのセグメントの ΔGS 指示であり、ADI に示されるものである。また破線部分が次のセグメントの ΔGS 指示で HSI に示されるものである。

ADI に指示される ΔGS が常に各セグメントにおける基準径路と実際の飛行径路との偏差を示すものであるので、 $\Delta GS_2 \sim \Delta GS_4$ を基準径路の上に示すことによって飛行径路が見られる。これを強調して図解すると図 11 のようになる。図からわかるように、⑩→⑭での遷移時に飛行径路は基準径路の上に出てしまい、⑭→⑮の遷移時に飛行径路は基準径路

の下にもぐり込んでいる。このことは、飛行形態変化に対していずれも操舵が遅れ気味であったことを示している。

また、⑭セグメントにおける ILS ビームの模擬進入においては、比較的良好基準径路の上を飛行していることがわかり、パイロットは ΔGS ポインタを中央付近に保持していたことを示している(± 0.5 ドット範囲内)。しかしながら②キャプチャ点から⑮セグメントへの移行では、 ΔGS_4 の変動がはげしく、飛行径路の保持が困難であったこと、従って計器指示によって空中でのフレアを行うことが不可能なことがわかった。

水平面内の動きを見ると、指標である ΔLOC および横揺れ角 ϕ_{mes} のデータはあまり大きな値を示していない。このことから所定の方角(進入コース)を保っていたことがわかる。

上記の実験例において見られるように、フレア以後を除けば、本装置で作られる ΔGS を見てパイロットは上空において模擬着陸進入を実施することができた。また、パイロットコメントからも特に違和感のない信号であることがわかった。従って、本装置は ILS にかわる指針をパイロットに与えられることが確認できた。

5. 突風の検出¹⁴⁾

5.1 突風の演算

機上において突風を知るためには正しい慣性速度

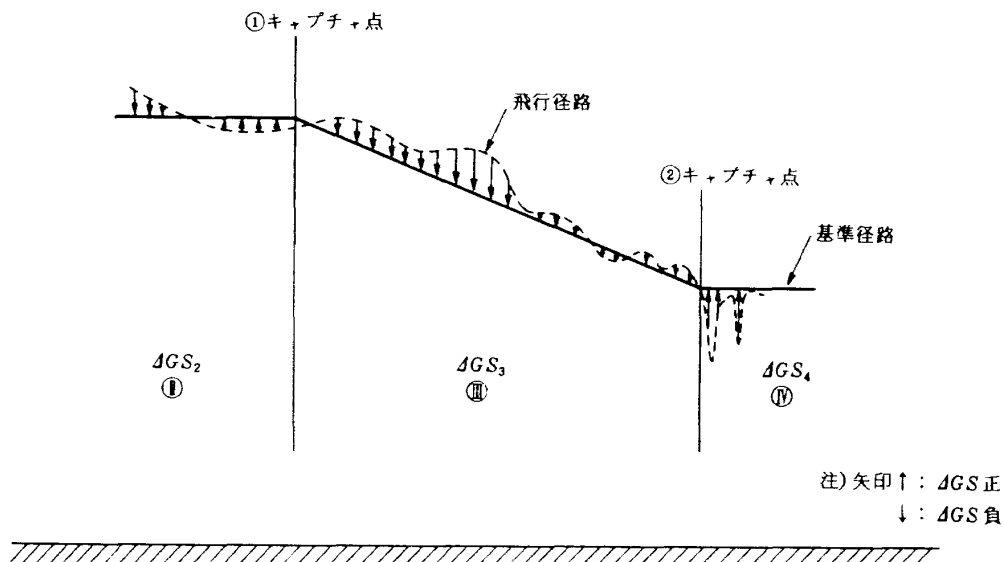


図 11 基準径路と ADI の ΔGS 指示

(対地速度)と真対気速度とが得られなくてはならない。鉛直面内の突風成分に注目して、(22a,b)式に示すような機体軸に沿った前後(u_g)および上下(w_g)の突風を推定することを考える。

$$u_g = u_I - u_A \quad (22a)$$

$$w_g = w_I - w_A \quad (22b)$$

ここで u_I , w_I は機体座標での前後および上下の慣性速度であり、同様に u_A , w_A は機体座標での前後および上下の真対気速度である。この演算構成のブロックを図12に示す。

(1) 慣性速度の演算

4.3項で得られた地面座標での慣性速度の推定値 \hat{u}_x , \hat{u}_H を、機体軸を定義するオイラ角の推定値である $\hat{\theta}$ を用いて機体座標の慣性速度に変換すれば、

$$u_I = \hat{u}_x \cos \hat{\theta} + \hat{u}_H \sin \hat{\theta} \quad (23a)$$

$$w_I = \hat{u}_x \sin \hat{\theta} - \hat{u}_H \cos \hat{\theta} \quad (23b)$$

として u_I , w_I が得られる。この $\hat{\theta}$ は4.5の(1)項で述べた垂直ジャイロの取付誤差による縦揺れ角のバイアス $\hat{\theta}_b$ を補正したものである。

(2) 真対気速度¹⁵⁾の演算

前後方向の真対気速度 u_A はピトー管および静圧孔からの総圧と静圧とから得られる動圧 Q を用いて(24a,b)式から求められる。但し、圧縮性に対する

修正および器差は小さいものとして無視する。

$$u_A = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} u_C \quad (24a)$$

$$u_C = \sqrt{\frac{2Q}{\rho_0}} + \Delta u_{PE} \quad (24b)$$

ここで ρ_0 は海面上標準大気の空気密度であり、また ρ は大気圧と温度の関数であるので、実験時の高度および外気温をパラメータとして設定することができる。

位置誤差修正による補正速度 Δu_{PE} は機体特有のもので、フラップ、脚等の上げ下げによる形態に応じて異なる。母機の Δu_{PE} は参考文献16)に示されているものを用いる。

(3) 迎角信号のバイアス推定

機体軸に対する風の方角を α とすれば、上下方向の真対気速度 w_A は $u_A \tan \alpha \approx u_A \alpha$ として求められる。迎角 α は α ・ベーンによって計測される。但し、機体軸と α ・ベーンの空力的零迎角線とのなす角を正しく較正することはほとんど不可能であるから、 α ・ベーンの計測出力 α_{Vmes} は一般にバイアス誤差 α_{Vb} を含む。

すなわち、

$$\alpha_{Vmes} = \alpha + \alpha_{Vb} \quad (25)$$

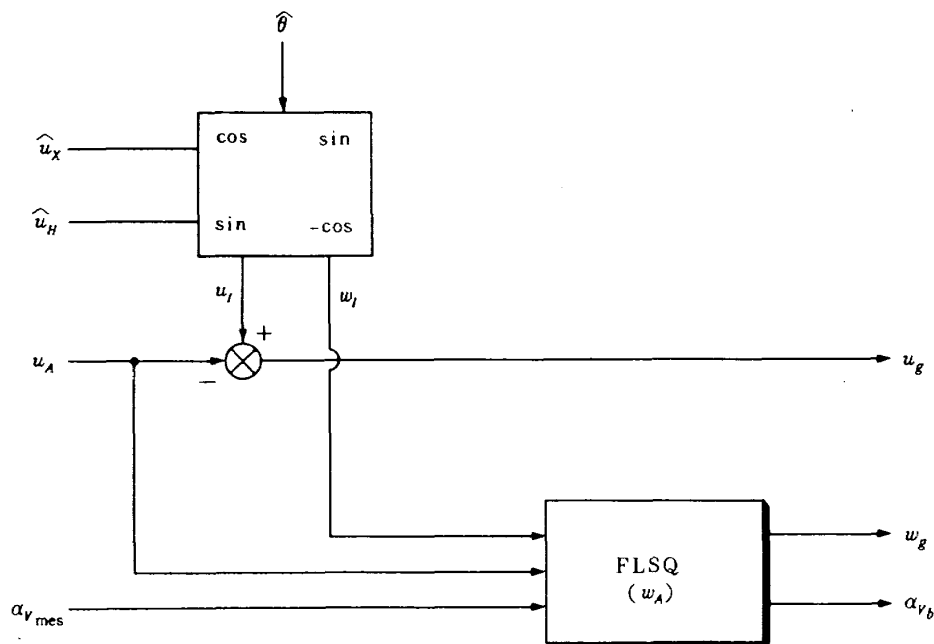


図12 突風演算ブロック図

である。この意味で w_A および w_g に含まれるバイアス誤差は不可知の量である。^{注)}

そこで上下突風 w_g は長秒時にわたって見れば平均零であると仮定し、得られた突風 w_g の二乗積分値が最小になるように α_v のバイアス値 α_{vb} を推定する。

すなわち、 $w_A = u_A(\alpha_{vmes} - \alpha_{vb})$ を用いて、(22b) 式より、

$$w_g = w_l - w_A = w_l - u_A(\alpha_{vmes} - \alpha_{vb})$$

と書けるので、評価関数

$$J = \frac{1}{2} \int_0^T w_g^2 dt \quad (26)$$

を最小にする条件 $\partial J / \partial \alpha_{vb} = 0$ より、

$$\hat{\alpha}_{vb} = \frac{\int_0^T u_A^2 \alpha_{vmes} dt - \int_0^T w_l u_A dt}{\int_0^T u_A^2 dt} \quad (27)$$

が得られる。図 12 の FLSQ の演算部はこれを実時間のデジタル演算に展開したものである。

5.2 飛行実験による慣性速度の評価

5.1 項のようにして u_g , w_g を推定することができる。いうまでもなく (22a, b) 式から得られる u_g , w_g の精度は慣性速度 \hat{u}_x , \hat{u}_H , 縦揺れ角 $\hat{\theta}$, および対気速度 u_A , w_A の精度に依存する。本項では飛行実験データを用いて、特に DME 信号の雑音に影響

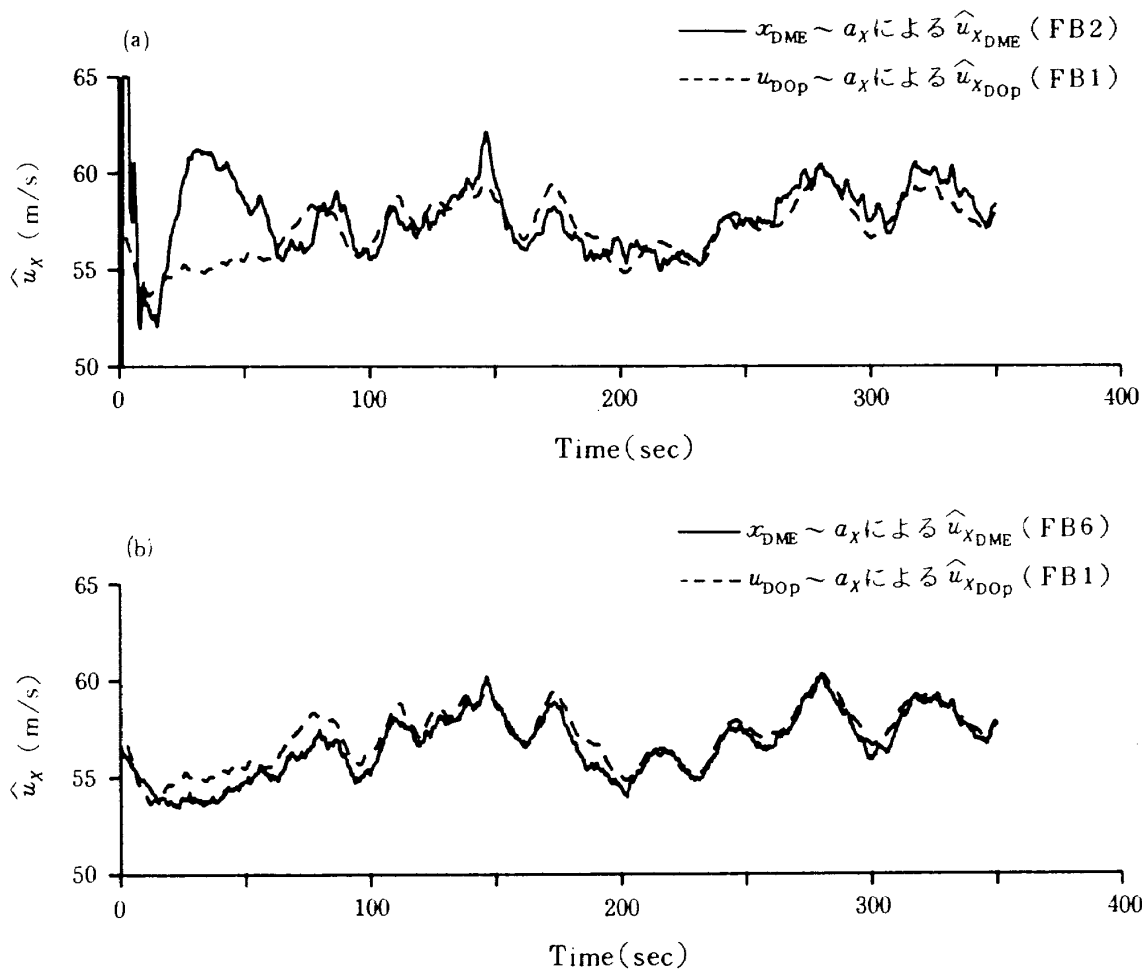


図 13 慣性速度の推定値の比較 (FLT. 143)

注) エンジンの吸収しているパワーを機体重量、飛行高度、飛行速度、上昇率等に対して較正しておくことにより、原理的には計測が可能かも知れない。

される \hat{u}_x について、その精度を評価する。

評価の基準となる慣性速度として、図2に示すように元来本装置用のセンサとしてではなく較正用として母機に装着されているドップラ・レーダの信号を用いる。但し、ドップラ・レーダの信号は通常高周波の雑音を重ねているから、それ単独では較正データとして適当ではない。そこで図7中の破線で示すように、水平方向の加速度 a_x と共にカルマン・フィルタFB1を構成し(4.3の(4)項参照)、その出力 $\hat{u}_{x_{DOP}}$ を較正用慣性速度とした。この $\hat{u}_{x_{DOP}}$ が、はたして高い信頼性を有するか否かについては5.4項でさらに検討を加える。

本装置によって推定された水平方向の慣性速度の一例を図13(a), (b)に示す。データは演算開始より350秒間の時間履歴である。図(a), (b)の破線が基準となる $\hat{u}_{x_{DOP}}$ である。それに対して(a)図の実線は x_{DME} と a_x を用いたFB2フィルタの出力 $\hat{u}_{x_{DME}}$ であり、(b)図の実線はFB6フィルタの出力 $\hat{u}_{x_{DME}}$ である。^{注)}

(a)図において、表2に示すようにDME信号によって水平加速度 a_x に含まれるバイアス値を推定するためには2分以上の整定時間を要するから、図中の前半の推定値の誤差が大きいのは当然である。後半において両者の差は1m/s範囲内におさまっている。

る。

一方(b)図における実線 $\hat{u}_{x_{DME}}$ は4.3の(3)項に述べたDME信号の非白色雑音をモデル化したFB6フィルタの出力である。これによれば100秒以後では $\hat{u}_{x_{DOP}}$ と $\hat{u}_{x_{DME}}$ の差は0.2m/s程度になり、ほぼ同等の結果になる。従ってFB6の $\hat{u}_{x_{DME}}$ はFB2の $\hat{u}_{x_{DME}}$ に比べ明らかな改善が見られている。

5.3 推定された突風の検証

5.2項で水平方向の慣性速度の評価を行ったが、当然対気速度についても誤差が含まれているはずである。結局、これらの誤差は突風の推定値の誤差となって現われる。そこで最終的に推定された突風の検証を行う必要がある。

以下では機体の運動が操舵応答と突風応答との和として記述できることに注目して、計算で再構成される状態量と対応する計測値とを比較する、状態量再構成(State Reconstruction)法によって検証を行う。

航空機の微小じょう乱運動は(28)式に示されるような、鉛直面内のあるトリム値まわりの運動方程式で記述できる。(28)式は慣性速度 u , w のかわりに真対気速度 u_a , w_a を用いて記述している。これによって右辺に突風 u_g , w_g ではなく、その微分項 \dot{u}_g , \dot{w}_g が現われている。¹⁾

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_a \\ \dot{w}_a \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\tau}_1 \\ \dot{\tau}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & -W_0 + X_q & -g \cos \theta_0 & X_r & X_t \\ Z'_u & Z'_w & U_0 + Z'_q & -g \sin \theta_0 + Z'_\theta & Z'_r & Z'_t \\ M'_u & M'_w & M'_q & M'_\theta & M'_r & M'_t \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\omega_r^2 & -2\zeta_r \omega_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_a \\ w_a \\ q \\ \theta \\ \tau_1 \\ \tau_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & 0 \\ Z'_{\delta_e} & 0 \\ M'_{\delta_e} & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & H_{MAP} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_{MAP} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -1 & 0 \\ 0 & -1 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u}_g \\ \dot{w}_g \end{bmatrix} \quad (28)$$

注) 本装置は $\hat{u}_{x_{DME}}$ と $\hat{u}_{x_{DOP}}$ とを同時に出力することはできない。図13中の $\hat{u}_{x_{DOP}}$ は実際の飛行実験時に得られたもの、FB2, FB6による $\hat{u}_{x_{DME}}$ は同じ飛行試験データを用いてオフ・ラインで再構成されたもの、である。本報告で述べる諸演算についてオフ・ラインの計算と本装置での実時間計算とが厳密に同じ値を出力することは確認されている。従って、FB2, FB6による $\hat{u}_{x_{DME}}$ もそのモードをあらかじめ選んでおきさえすれば飛行実験時に本装置より得られたはずであるところの実時間データとみなせる。

ここで、 \mathbf{x} 、 δ 、 ξ はすべてトリム値からの変化分を表わす。VSRAでは図8式中の安定操縦微係数 \mathbf{A} 、 \mathbf{B} が強制振動法によって推定されている。¹⁷⁾

操舵量 δ が計測できれば、操舵応答 \mathbf{x}_δ は、

$$\dot{\mathbf{x}}_\delta = \mathbf{A}\mathbf{x}_\delta + \mathbf{B}\delta_{\text{mes}} \quad ; \quad \mathbf{x}_\delta(0) = \mathbf{x}_{\text{mes}}(0) \quad (29)$$

によって計算される。行列 \mathbf{A} 、 \mathbf{B} が正しく得られるという前提の下に、 \mathbf{A} が安定で、突風が無ければ、操舵応答 \mathbf{x}_δ はその時の状態量の計測値 \mathbf{x}_{mes} に計測誤差の影響の分を除いて、一致する。

さらに突風が存在し、その突風 ξ が正しく計測できれば突風応答 \mathbf{x}_g は、

$$\dot{\mathbf{x}}_g = \mathbf{A}\mathbf{x}_g + \mathbf{G}\xi_{\text{mes}} \quad ; \quad \mathbf{x}_g(0) = \mathbf{0} \quad (30)$$

で計算され、再構成値

$$\mathbf{x}_{\text{rec}} = \mathbf{x}_\delta + \mathbf{x}_g \quad (31)$$

は計測誤差および突風の推定誤差の影響分を除いて、計測値 \mathbf{x}_{mes} と一致する。但し、(30)式で突風の大きさ ξ は微分値として記述されるので、前後・上下の突風の定常風の分は検定されない。

上述のように本装置によって得られた突風が正しいものか否かは計算によって再構成された状態量 \mathbf{x}_{rec} と計測値 \mathbf{x}_{mes} との一致の程度もしくは不一致の程度によって判定できる。この状態量再構成法を実行する上での計算上の問題については付録で述べる。

5.4 飛行実験による評価

(1) 実験概要

突風検出機能の評価のための飛行実験を行った。実験時の諸元を表3に示す。フィルタによるバイアス推定の整定時間を考慮して、検証のためのデータとしては350秒間のデータのうち後半200秒間のみを用いる。

(2) 実験結果と評価

図14に実験結果の一例を示す。(a)列の上段二つが操舵量(エレベータ舵角 δ_e とスロットル操作によるマニホールド圧 δ_{MAP})の計測値であり、それに基づいて計算された操舵応答の前後速度 u_a 、上下速度 w_a 、縦揺れ角速度 q および縦揺れ角 θ の再構成値を破線で、また実際の計測値を実線で比較してある。各状態量とも計測値 \mathbf{x}_{mes} と再構成値 \mathbf{x}_{rec} (この場合 \mathbf{x}_δ のみ)との間に矛盾が見られ、特に100秒以後で

表3 突風検出機能評価実験諸元

高 度：1372m(4500ft)
計器速度：53.6m/s(120mph)
形 態：フラップ/脚、上げ
飛行内容：VOR/DME局にホーミング (ほぼ水平飛行)
計測時間：350 秒

その傾向が大きい。

(b)~(d)列の上段の二つは推定された前後突風 u_g 、上下突風 w_g を示す。これらの突風の相違は水平方向の慣性速度 \hat{u}_x の推定方法の違いによるものである。すなわち、(b)図の突風はDME信号と水平方向加速度とで構成するFB2フィルタから得られた慣性速度 $\hat{u}_{x\text{DME}}$ (図13(a)の実線)に基づくもの、(c)図の突風はDME信号の有色雑音モデルを考慮したFB6フィルタから得られた慣性速度 $\hat{u}_{x\text{DME}}$ (図13(b)の実線)に基づくもの、である。さらに(d)図の突風はドップラ・レーダ信号と水平方向加速度とで構成するFB1フィルタから得られた $\hat{u}_{x\text{Dop}}$ (図13(a),(b)の破線)に基づいて推定されたものである。

これらの突風の推定値に基づく突風応答 \mathbf{x}_g をそれぞれ計算し、(a)例の操舵応答 \mathbf{x}_δ を加えて再構成した \mathbf{x}_{rec} が(b)~(d)の破線で示されている。この状態量の計測値と再構成値とを比較してみると、明らかに(d)列における一致の程度が良いことがわかる。このことは $\hat{u}_{x\text{Dop}}$ に基づいて得た突風が正しかったことを示すものであり、いいかえれば慣性速度較正用として用いたドップラ・レーダ信号が正しかったことが検証できた。この(d)列の突風を参照すれば、(a)列において見られた矛盾は100秒以後に見られる追風(u_g)の増加による突風応答であることがわかる。

これに対して(b)列では、たとえば θ については(a)列の操舵応答のみの方がむしろ良いくらいであって、図13(a)ですで見られたようにDME信号と加速度信号から最も簡単なFB2フィルタを用いて得られる $\hat{u}_{x\text{DME}}$ では突風の推定精度が不十分なことを示すものである。

最後に(c)列の突風によれば、状態量の比較におい

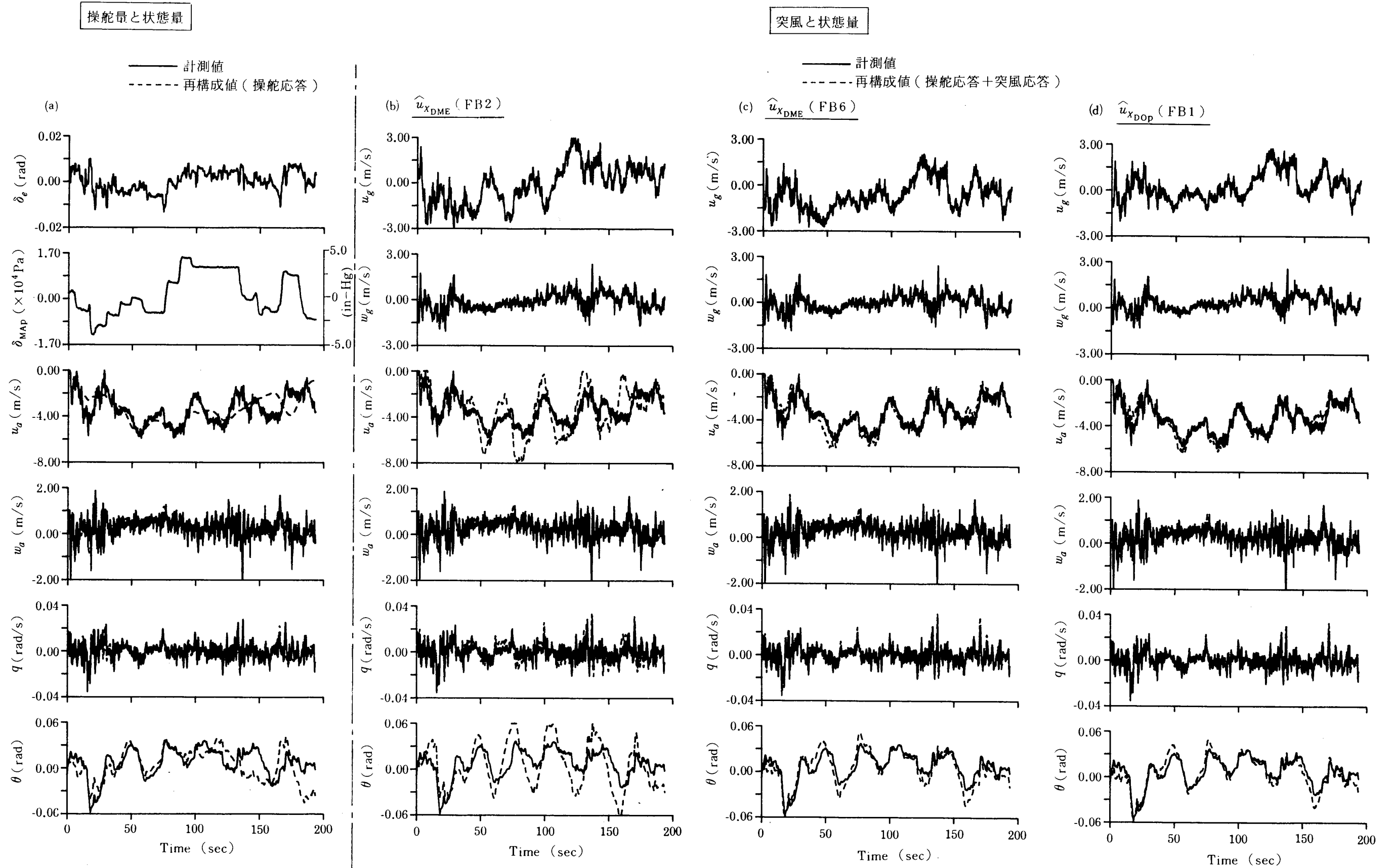


図 14 状態量の再構成法による突風推定値の検定 (FLT. 143)

て(d)列ほどではないが、ほぼ良好な一致が見られる。このことはDME信号の有色雑音モデルを組み入れたFB6フィルタによって、ほぼ満足の精度の突風が推定できることを示している。

6. ま と め

上空において任意のグライドスロープ角に沿う模擬着陸進入実験を可能とし、同時に実時間の突風を検出するために、基準径路設定 / 突風検出装置を試作した。本装置のセンサ系はINS等の高精度のセンサではなく、DME、気圧高度計、加速度計およびジャイロ等の中精度センサによって構成されている。それらのセンサ出力を用いてカルマン・フィルタを組むことによって、航空機の位置および慣性速度を精度良く推定した。

本装置を用いた飛行実験結果を検討して得られた主要な結果を以下にまとめる。

① カルマン・フィルタを構成するために、各センサの特質を考慮しながらその計測雑音のモデル化を行い、バイアス誤差および加算的な等価白色雑音の大きさを仮定したが、飛行実験の結果から判断してそれらが妥当なことが判明した。特にDMEの計測出力に含まれる有色雑音を正確にモデル化する必要性が確認された。

② VOR/DME局を利用した上空での模擬着陸進入実験を行った結果、本装置からのグライドスロープ偏差角信号は既存のILSからの信号にかわって、パイロットが追従するのに十分なグライドスロープ情報を与えるものであることが確認できた。もちろん目視情報を必要とする模擬フレアの部分では、本装置による模擬実験はできない。

③ DME信号に含まれる計測雑音を白色とみなして加速度計信号を併用して推定した水平方向の慣性速度を較正用のドップラ・レーダ信号を用いて推定した慣性速度と比較すると、推定時のバイアス整定時間以後(推定した慣性速度として用いることができる範囲)では約1m/s程度の差異が見られた。この差異はDME信号に含まれる有色雑音を正確にモデル化することにより0.2m/s程度に大幅に改善され、較正用の慣性速度とは良く一致する結果が得られた。

④ 上記の慣性速度を用いて突風を推定し、状態量再構成法でその突風を検証した結果、ドップラ・レーダを用いた較正用の慣性速度で得た突風が正しかったことが確認でき、またドップラ・レーダを使用しなくても有色雑音を適切にモデル化すれば、DME信号を用いても精度良い突風が推定できることが判明した。

⑤ 状態量再構成法は、安定・操縦微係数が正しくわかっているという前提のもとで、比較的小さな突風にも適用できる突風の検証方法として非常に有効な手段であることがわかった。

最後に本装置のための機体改修や飛行試験に対して当部飛行課の協力を得、また本装置の製作および数次にわたるソフトウェアを含めた改修には東京航空計器株式会社の協力を得たことを付記し、関係者に謝意を表わす。

参 考 文 献

- 1) 古茂田真幸, 川幡長勝, 塚野雄吉, 小野孝次: 可変安定応答実験機(VSRA)について(I), 日本航空宇宙学会誌第31巻第349号, (1983)
- 2) COLLINS AVIONICS FD-108Z関係資料
- 3) Cicolani, L. S., Kanning, G. and Schmidt, S. F.: A Kalman Filter Algorithm for Terminal-Area Navigation with Sensors of Moderate Accuracy, Journal of Guidance, Control and Dynamics Vol.6, No.5, (1983)
- 4) Bryson, A. E., Jr. and Bobick, J. C.: Improved Navigation by Combining VOR/DME Information and Air Data, Journal of Aircraft Vol.9, No.6, (1972)
- 5) Komoda, M.: Optimality Study of a Gust Alleviation System for Light Wing-Loading STOL Aircraft, NASA TND-8180, (1976)
- 6) 川幡長勝: モデル追従制御系における任意設計パラメータの積極的活用について—安定性と操縦性の両立—, 航技研創立30周年

- 記念研究発表会前刷集, (1985)
- 7) 古茂田真幸, 川幡長勝, 塚野雄吉, 小野孝次: G. A. 用センサ系を用いた突風の実時間推定法, 第23回飛行機シンポジウム講演集, (1985)
 - 8) 小野孝次, 古茂田真幸, 塚野雄吉, 河内啓二: 基準径路設定装置の試作とそれを用いた飛行実験, 第16回飛行機シンポジウム講演集, (1978)
 - 9) 古茂田真幸, 塚野雄吉, 小野孝次, 河内啓二: DME 情報による飛行試験精度の向上, 昭和51年度飛行機シンポジウム講演集, (1976)
 - 10) 古茂田真幸, 小野孝次, 塚野雄吉, 河内啓二: DME 情報による飛行試験精度の向上 (続報), 昭和52年度飛行機シンポジウム講演集, (1977)
 - 11) 古茂田真幸, 川幡長勝: 飛行試験データの解析的整合性について, 第21回飛行機シンポジウム講演集, (1983)
 - 12) Bryson, A. E., Jr. and Ho, Yu-chi: Applied Optimal Control, Ginn and Co. (1969)
 - 13) Friedland, B.: Treatment of Bias in Recursive Filtering, IEEE Vol. AC-14 No.4, (1969)
 - 14) 小野孝次, 古茂田真幸, 川幡長勝, 塚野雄吉: G. A. 用センサ系を用いた突風検出装置の飛行試験による評価, 第23回飛行機シンポジウム講演集, (1985)
 - 15) 運輸省航空局検査課編集: 耐空性審査要領 (1985)
 - 16) 幸尾治朗, 岡 遠一, 塚野雄吉, 矢沢健司, 小野孝次: 航空機用対気速度計の位置誤差について, 航技研報告 TR-298, (1973)
 - 17) 古茂田真幸, 川幡長勝, 塚野雄吉, 小野孝次: 可変安定応答実験機 (VSRA) について (Ⅱ), 日本航空宇宙学会誌第31巻第349号, (1983)

付録 状態量再構成法におけるオフ・トリムの影響の除去

状態量の再構成値を計算する(28)式は, あるトリム値まわりの微小運動を記述するものである。計測された実験データ \mathbf{x}_{mes} , δ_{mes} は必ずしも理想的なトリム状態まわりにおける運動中に得られたものとは限らない。仮に理想的なトリム状態まわりの運動であるにしても, $\mathbf{x}_{\text{mes}}(0)$ には計測誤差が含まれている。

従って, 正しく状態量の再構成を行うためには, このトリム状態からのずれ(オフ・トリム)によって生じる応答成分 \mathbf{x}_t を補正しなければならない。すなわち計測値と比較されるべき再構成値は(31)式ではなく,

$$\mathbf{x}_{\text{rec}} = \mathbf{x}_\delta + \mathbf{x}_g + \mathbf{x}_t \quad (32)$$

である。但し, オフ・トリムによる応答は

$$\dot{\mathbf{x}}_t = \mathbf{A}\mathbf{x}_t + (\dot{\mathbf{x}})_{\text{hld}}; \mathbf{x}_t(0) \quad (33)$$

で記述できる。

ここにおいて $(\dot{\mathbf{x}})_{\text{hld}}$, $\mathbf{x}_t(0)$ は未知の定数であって状態量の再構成誤差

$$\mathbf{e} = \mathbf{x}_{\text{mes}} - \mathbf{x}_{\text{rec}} \quad (34)$$

の二乗積分値を最小にするように定められる¹⁾。

航空宇宙技術研究所報告908号

昭和61年6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
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区信濃町12三河ビル
