

ISSN 0389-4010
UDC 629.7.016:
629.735.014.6:
629.7.036

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-817

大型ジェット輸送機の失速に関する一実験

塚野雄吉・小野孝次・幸尾治朗

1984年6月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

大型ジェット輸送機の失速に関する一実験*

塚野雄吉** 小野孝次** 幸尾治朗***

Flight Test

Results on Stall Characteristics of a Large Jet Transport

Yukichi TSUKANO, Takatsugu ONO
and Jiro KOO

Abstract

Flight tests were conducted with a large jet transport airplane to evaluate two techniques for demonstrating the stalling speed: the FAR (Federal Aviation Regulations) demonstration technique and the flight path 1-G-break technique.

Flow separation patterns were observed by tuft survey along the upper surface of the wing during the stall which is defined by each demonstration technique. Based upon the observed flow patterns, the under-lying difference between these techniques were compared and discussed.

1. 概 要

航空機の失速に関する研究の一環として、大型ジェット輸送機を用いて失速試験を行った。失速々度の決め方としてFAR方式と1-gブレイク方式をとり上げ、両方式で決められた失速時の状態を主翼上面の気流のはく離状況に注目して比較検討した。

2. ま え が き

失速々度は航空機を運航する上で重要な性能の一つである。離陸速度、着陸進入速度等は失速々度に安全率をかけて決められる。そのため、新たに製造される航空機についてはもちろん、そうでなくても性能に影響を及ぼすような改造が行なわれた時には定められた基準のもとで飛行試験によって失速々度を証明しなければならない。その証明方法として

ICAOのATM(Airworthiness Technical Manual¹⁾)に採用されているFAR方式と1-gブレイク方式があるが、FAR方式で決まる失速々度 V_s と1-gブレイク方式で決まる失速々度 V_{s1g} には $V_s \geq 0.94V_{s1g}$ ¹⁾の関係があることが指摘されており又、文献^{2),3)}でも両方式の失速々度の間に明らかな差があると報告されている。

以下にFAR方式と1-gブレイク方式について簡単に記しておく。

(1) FAR方式

民間航空機の耐空性に対する基準を定めたものに米国のFAR(Federal Aviation Regulations⁴⁾)がある。同基準によれば、失速々度は操縦可能な最小定常速度であるとし、次のような飛行試験手順でこの速度を証明することになっている。その手順は、所定の形態で定常直線飛行にトリム後、昇降舵で失速のわずか手前まで減速し、さらに1kt/sec以下の減速度で、失速、あるいは失速の徴候が現われるまで昇降舵で減速する。この操作中に生じた最小速度

* 昭和59年1月20日受付

** 飛行実験部

*** 計測部

を失速々度と定義することになっている。しかし、減速操作を指定しただけでは、最小速度が減速度に影響される。そこで実際の飛行試験²⁾では、i) 一定減速度を保つように昇降舵を操作し、失速、あるいは失速の徴候が現られるまでもって行き、ii) この操作中に生じる最小速度 V_{\min} と減速度 \dot{V}_{\min} を求め、iii) V_{\min} と \dot{V}_{\min} のいく通りかの対応を得るため、定減速度の大きさを変えた何回かの失速試験を行い、 V_{\min} の関係図から $\dot{V}_{\min} = -1 \text{ kt/sec}$ に対応する V_{\min} をその形態の失速々度とする。(図 11 参照)

(2) 1-g ブレーク方式

この方式は飛行径路に垂直な方向の加速度を 1 g に保ちながら昇降舵で減速し、この 1 g が保てなくなった時点 (1-g ブレーク)、いかえれば揚力と機体重量の平衡が損なわれる時点に対応する速度を失速々度 V_{s1g} と定める。飛行形態が決まり、昇降舵のみで 1 g を保ちながら減速することは、若干の仮定を許せば、形態に対応する唯一つの減速度を指定したことになる。実際の飛行試験では何回かの失速試験データから各々 V_{s1g} を求め、その平均値を失速々度とする。著者らはすでにこの方式で 2 機種^{5), 6), 7)}の小型機に対して失速試験を行い、その結果を報告している。

以上のように両方式の失速々度の決め方に違いがある。この相異を失速特性面からしらべるため、著者らは小型単発機 (直線翼) を用いた失速実験で主翼上面の気流のはく離状況を観察し、1-g ブレーク時点と V_{\min} 時点⁸⁾のはく離状況に大きな違いがあることを指摘している。そこで今回はこのはく離状況の違いについて、さらに一般性をもたせるため主翼後退角を有する大型ジェット輸送機を用いて、両方式に基づいた失速試験を行い、失速々度を求めると共に、 V_{\min} 時点及び 1-g ブレーク時点の失速状態の違いを主翼上面の気流のはく離状況に注目して比較検討した。

なお、この失速試験結果の一部を著者らは ICAO⁹⁾の耐空性委員会に報告している。

3. 記号

C_L : 揚力係数 = $W_f n_{zf} / q_0 S$
 C_{Lmax} : 最大揚力係数

g : 重力加速度 [m/sec²]
 H : 気圧高度 [m]
 n_x : X 軸 (機体軸) 方向の加速度倍数 (前後加速度倍数)
 n_z : Z 軸 (機体軸) 方向の加速度倍数 (上下加速度倍数)
 n_{zf} : 飛行径路に垂直な方向の加速度倍数
 q_0 : 動圧 (= $1/2 \rho_0 V^2$) [N/m²]
 q : 縦揺れ角速度 [rad/sec]
 S : 主翼面積 [m²]
 V : 校正対気速度 [m/sec], [kt]
 V_{\min} : 失速過程における最小飛行速度 [m/sec], [kt]
 $V_{\min,c}$: 設計着陸重量の値に修正された V_{\min} [m/sec], [kt]
 V_{s1g} : 1-g ブレーク点における失速々度 [m/sec], [kt]
 $V_{s1g,c}$: 設計着陸重量の値に修正された V_{s1g} [m/sec], [kt]
 ΔV_{PE} : 速度計の位置誤差 [m/sec], [kt]
 \dot{V}_{\min} : V_{\min} に対応する減速度 [m/sec²], [kt/sec]
 \dot{V}_{s1g} : V_{s1g} に対応する減速度 [m/sec²], [kt/sec]
 W_c : 設計着陸重量 [N]
 W_f : 実験時の機体重量 [N]
 w : 昇降速度 [m/sec]
 α : 迎え角 [deg], [rad]
 α_{\max} : 最大迎え角 [deg], [rad]
 γ : 上昇降下角 [deg], [rad]
 θ : 縦揺れ角 [deg], [rad]
 $\delta_{e,c}$: 昇降舵操作量
 δ_f : フラップ角度 [deg]
 ρ : 空気密度 [kg/m³]
 ρ_0 : 標準大気の上海上空気密度 [kg/m³]
 σ : 空気密度比 = ρ / ρ_0

4. 飛行実験

4-1 実験機

実験に使用した機体はジェット輸送機でその三面¹⁰⁾図を図 1 に、主要諸元を表 1 に示す。主翼は低翼で、

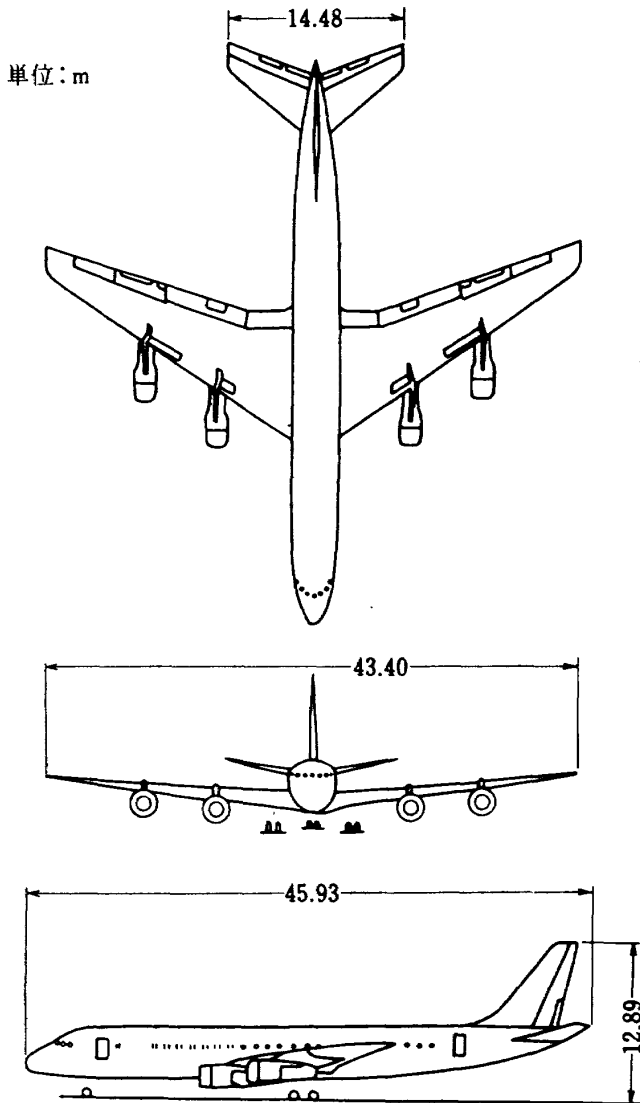


図1 実験機三面図

後退角，上反角を持ち，前縁にスラットを有する。フラップはダブル・スロテッド型である。

4-2 実験概要

失速試験はパイロット，計測員の慣熟及び計測系の作動確認のための予備試験を含めて17回行なわれ，そのうち13回の失速試験データを取得した。着陸形態と巡航形態に対し，両方式（FARと1-gブレーク）で失速試験を行った。その組合せを表2に示す。予備試験は高度約4,570m（15,000 ft）で行なったが，データ計測のための失速試験は約3,050m（10,000 ft）で実施した（高度センサの実用限界のため）。総飛行時間は約3.5時間であった。

表1 実験機主要諸元

全寸度	全幅	43.40m
	全長	45.93m
	全高	12.89m
主翼	面積	257.6m ²
	アスペクト比	7.31
	後退角	30 deg
	上反角	6.5 deg
発動機	型式	Pratt & Whitney JT3D-3B
	重量	最大離陸重量 1,445,700N 設計着陸重量 965,300N

4-3 計測方法

計測項目及び計測器等の簡単な仕様（カタログ仕様）を表3に示す。高度，速度はフライトレコーダ用の静圧及び総圧を分岐し，高度センサ及び動圧センサに接続し，それらの出力を計測した。縦揺れ角速度 q はレートジャイロ出力，縦揺れ角 θ ，横揺れ角 ϕ はバーチカルジャイロ出力を計測した。上下，前後の加速度の検出には増幅器内蔵型サーボ式小型加速度計を用いた。パイロットの昇降舵操作量は操縦桿変位をポテンシオメータを介して計測した。主翼（左右）上面の気流のはく離状況は，主翼上面に長さ30 cmの毛糸を50 cm間隔に様に貼り付け，35 mmモータドライブ・カメラを用いて毎秒3コマで撮影した。写真のコマと他の飛行データとの同期にはカメラのシャッタ作動時期に同期したパルス信号を用いた。全てのデータはデータレコーダで記録すると共に，一部のデータはペン書きオシログラフでモニタした。計測系のブロックダイアグラムを図2に示す。また，計測機器の配置及び気流系の貼付状況を図3に示す。カメラパルスと他のデータとの対応を示す計測データ例を図4に示す。動圧 q_0 はピトー系統のおくれ（文献11）の方法で実測した結果，時定数は約0.2秒）を補正してある。他は生データである。なお，計測用迎え角計を実機に取付けることが出来なかったため，後述（5-2項）のデータ処理の

表 2 飛行形態及び実験回数

飛行形態	フラップ角, 脚, エンジン出力	試験方式	実験回数
着陸形態	δ_f : 50deg, 脚: 下げ, EPR \approx 1.1 前縁スラット: 開	FAR	4
		1-g ブレーク	3
巡航形態	δ_f : 0 deg, 脚: 上げ, EPR \approx 1.1	FAR	3
		1-g ブレーク	3

表 3 計測項目及び計測器の仕様

計測項目	計測器	仕様
気圧高度 (H)	高度トランスジューサ	直線性: 0.15%, 検出器: ダイオード・ディテクタ
対気速度 (V) (動圧 (q_0))測定)	速度トランスジューサ	直線性: $\pm 0.1\%$, 検出器: 差動トランス
縦揺れ角 (θ)	バーチカルジャイロ	直線性: $\pm 1\%$
横揺れ角 (ϕ)		検出器: ポテンシオメータ
前後加速度 (n_x)	加速度計	直線性: 0.05%
上下加速度 (n_z)		検出方式: トルクバランス
縦揺れ角速度 (q)	レートジャイロ	直線性: $\pm 1\%$, 検出器: マイクロシン
昇降舵操作量 ($\delta_{e,c}$)	ポテンシオメータ	直線性: $\pm 0.5\%$, 回転形
気流系撮影	右翼	35mm カメラ シャッター: フォーカルプレーン レンズ: 21mm 広角
同期パルス	左翼	
気流系撮影	ビデオテープレコーダ	ポータブルビデオレコーダ

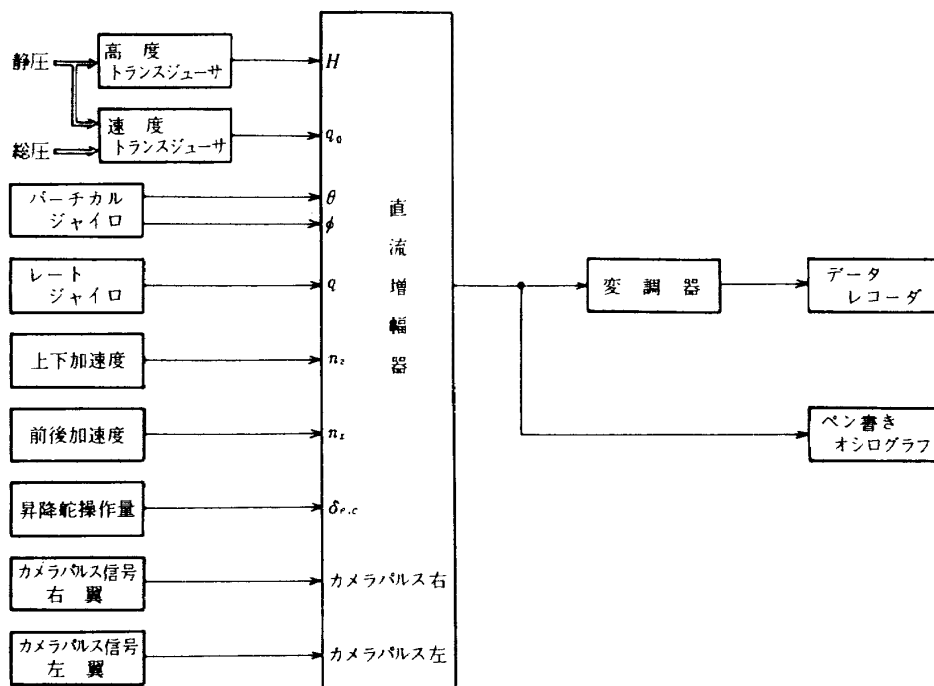


図 2 計測系ブロックダイアグラム

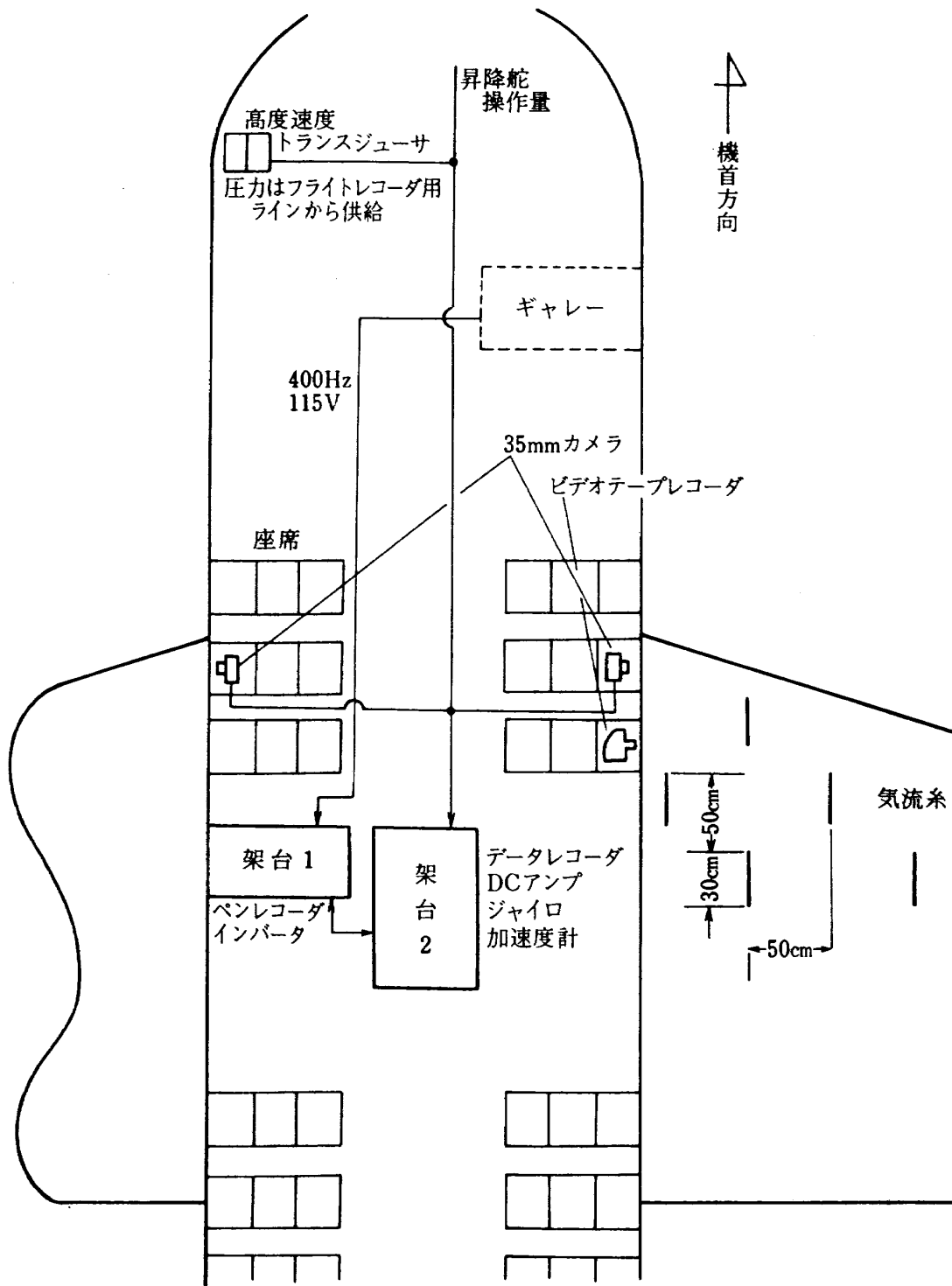


図3 計測機器の配置及び気流系の貼付状況図

段階で計算により α を推定した。

4-4 実験内容

実験は有視界飛行状態で、気流の安定した空域で実施した。予備試験につづいて高度約3,050m(QNH: 29.92inHg)で計測実験を開始した。パイロットは所定の形態のフラップ角度、パワーを設定すると共に、実験時の重量重心で補正した V_s (同型機の

運航規定に基づく)の1.4倍の速度で機体を直線飛行にトリムする。この時点からデータの計測及び気流系の撮影を開始する。FAR方式の場合はトリム状態から定減速度を保つよう昇降舵の引き操作のみで減速し、1-gブレーク方式では昇降計 0° で一定高度を保つよう昇降舵の引き操作のみで減速した。両者とも容易にコントロール出来ない頭下げく操舵してもそれ以上ピッチアップしないか、あるいは、

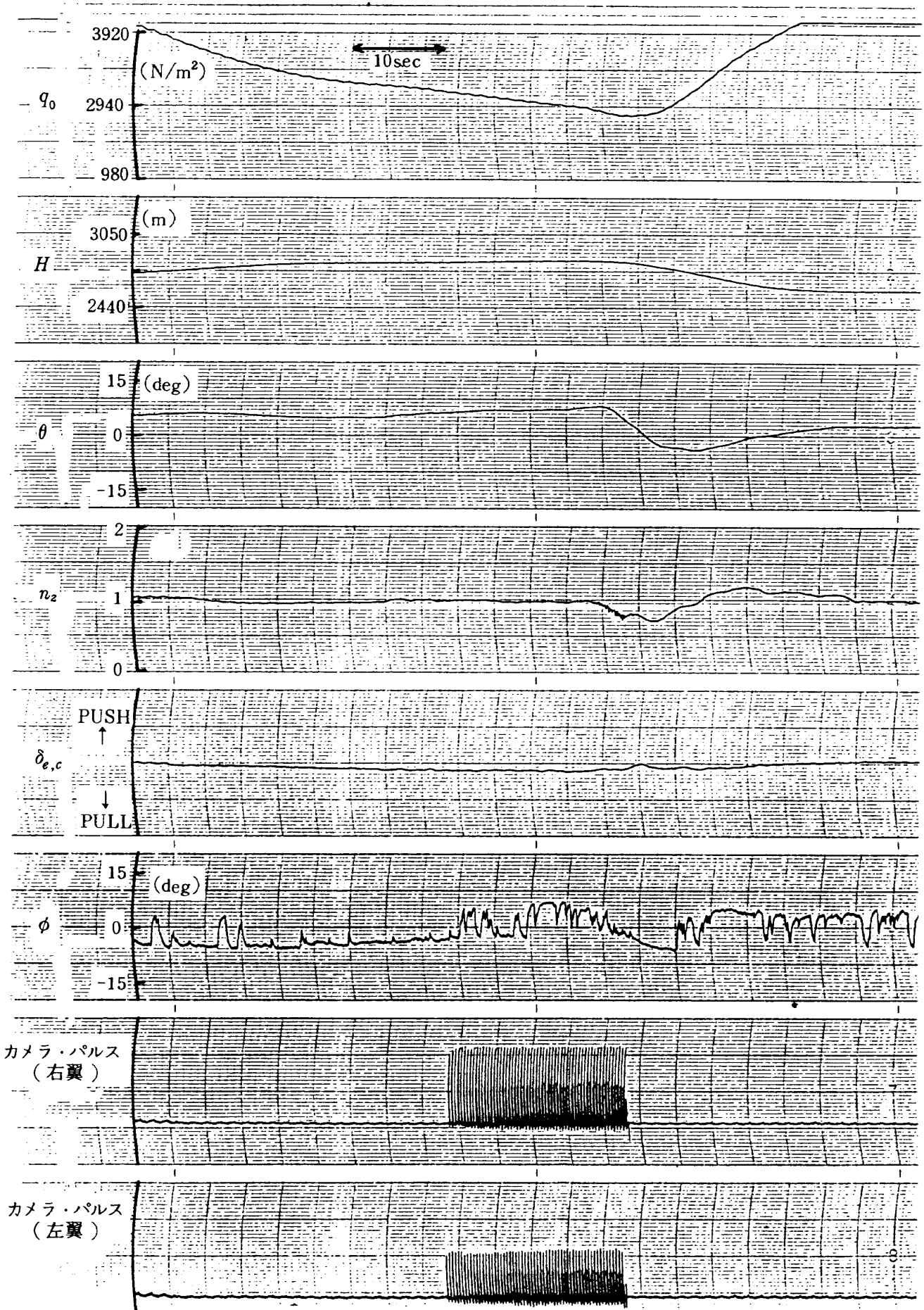


図4 計測データ例 (ケース No. 5)

それ以上ピッチアップすると容易にコントロール出来なくなると予想される状態)になったら失速からの回復操作を行い、1回の失速試験を終了する。この間約1分かかった。試験の順序及びその内容等の実施記録表を表4に示す。

5. 解析方法及び実験結果

5-1 気流のはく離状況

各々の方式で定められた V_{min} 時点及び1-gブレーク時点前後のはく離状況の実験例(着陸形態と巡航形態別に)を写真1~4に示す。これらは毎秒3コマで左主翼を撮影した写真で、a, b, c---の順に時間が経過する。これらの写真に対応する飛行状態等のデータは順に図7~図10である。

写真1はFAR方式による着陸形態のはく離状況の例である。写真aでは、はく離領域が外側パイロン付近まで達しているが、写真cでその領域が減少しはじめ、 V_{min} 時点に対応する写真cでは内側パイロン付近までに納っている。このはく離状況の変化は迎え角 α の時間経過(図7参照)とも矛盾しない。この実験例の最大迎え角 α_{max} ($=15^\circ$) 時点は写真aに対応し、その後 α は時間と共に減少し、 V_{min} 時点(写真e)で14.5度である。

なお、図7のVデータに矢印と共に示した B_L は、ライトバフエット、 B_H はヘビィバフエットが生じた時期である。これらは、実験中にパイロットが計器指示速度と共に"コール"した時期(校正対気速度に修正)である。 B_H は n_{zf} データに振動が重畳する時点に一致し、 B_L はそれより10kt速い速度(114kt)で生じている。

一方、1-gブレーク方式による着陸形態のはく離状況例(写真2)では、時間経過に対する明らかな状況変化は認められないが、わずかながらはく離領域がスパン方向に広がっている。この途中で1-gブレークが生じている。(写真e)この写真列に対応する α の変化(図8参照)も増加途中で、写真eに対応する α は11.5度である。この時点から約2.5秒後に α_{max} ($=17^\circ$)が生じている。

バフエット時期、 B_L の"コール"がなかったが、 B_H は1-gブレーク時点に一致している。

写真3は巡航形態に対するFAR方式による実験の

表4 試験実施記録表

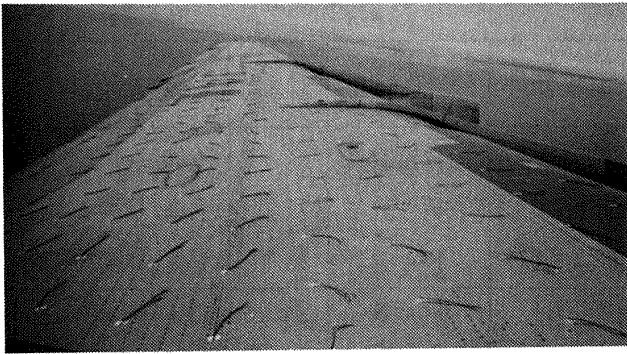
実験番号	操作方式	飛行形態	備考
P-1	FAR	巡航	予備試験
P-2	FAR	着陸	予備試験
P-1/R-1	FAR	着陸	予備試験
1	FAR	着陸	
2	FAR	着陸	
3	FAR	着陸	写真1, 図7参照
4	1-gブレーク	着陸	
5	1-gブレーク	着陸	
6	1-gブレーク	着陸	写真2, 図8参照
7	FAR	巡航	
8	FAR	巡航	写真3, 図9参照
9	FAR	巡航	
10	1-gブレーク	巡航	データ取得失敗
11	1-gブレーク	巡航	
12	1-gブレーク	巡航	
13		着陸	低速水平飛行
1/R-1	FAR	着陸	
10/R-1	1-gブレーク	巡航	写真4, 図10参照

はく離状況例で、写真aから時間経過と共にはく離領域が減少しており、写真eが V_{min} 時に対応する。この状況を α の変化と対応して見ると、 α_{max} ($=12^\circ$)が写真bで、その後時間と共に α が減少していき、 V_{min} 時点は α_{max} 後約1.5秒で、その α は11.5度である。(図9参照)

バフエット発生時期 B_H は n_{zf} データが振動的になる時点と一致し、 B_L はそれより9kt高い速度(136kt)で生じている。

一方、巡航形態に対する1-gブレーク方式では(写真4)、気流の乱れがほとんどない状況(写真a)からはじまり、時間と共にはく離領域が漸増している。1-gブレーク時に対応する写真はeである。この時点の α ($=9.5^\circ$)は増加途中で、 α_{max} ($=11^\circ$)は約3秒後に生じている。(図10参照)

バフエット時期 B_H は1-gブレーク時点とほぼ一致している。 B_L の"コール"はなかった。

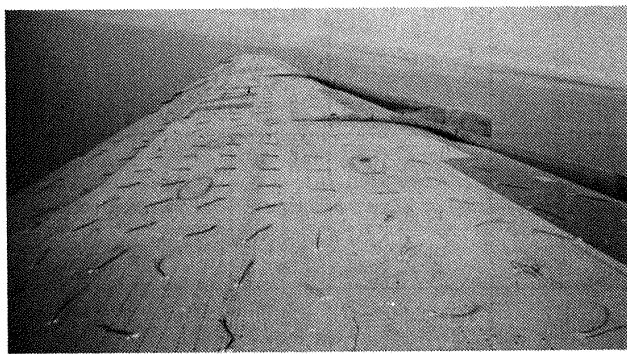


a

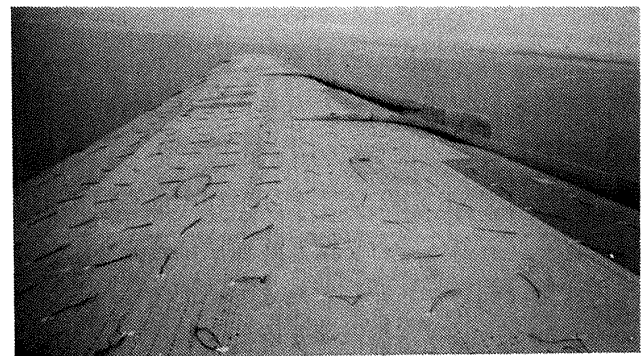


e

V_{min}



b



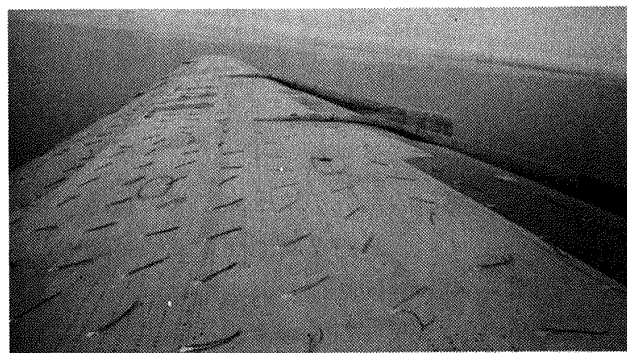
f



c



g

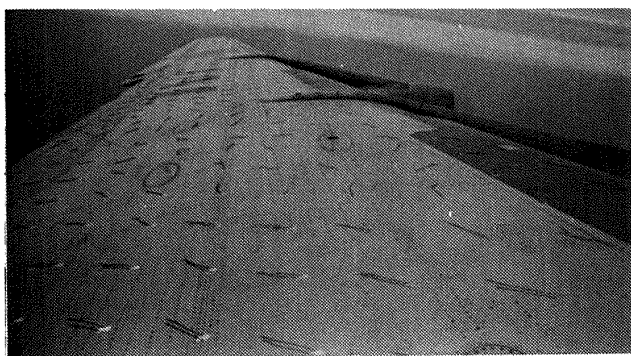


d

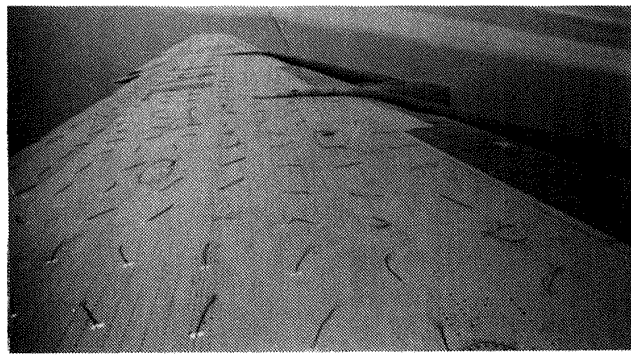


h

写真1 FAR方式(着陸形態)



a



e

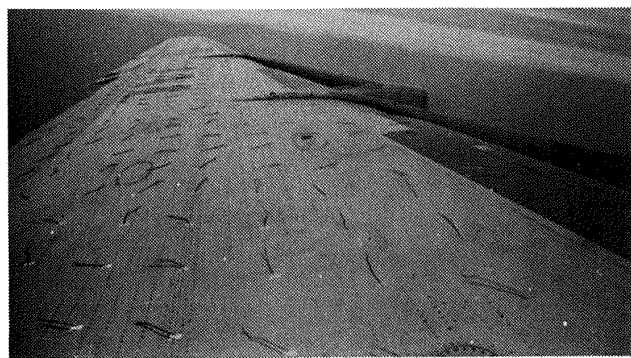
1-g ブレーク



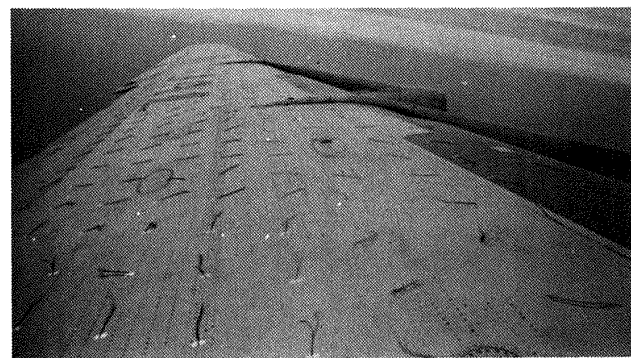
b



f



c



g

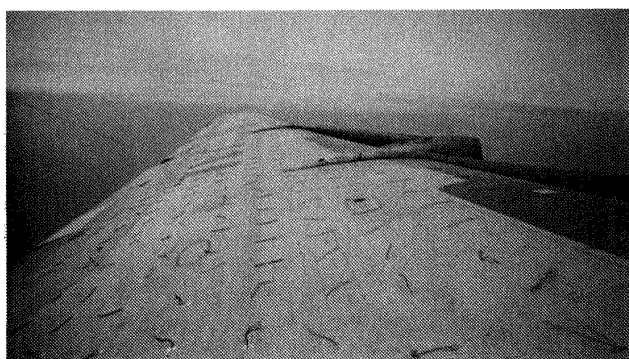


d

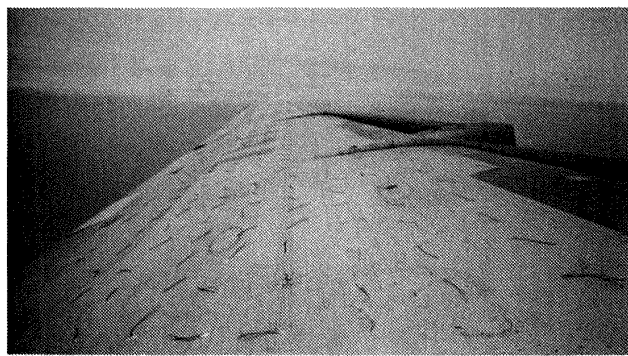


h

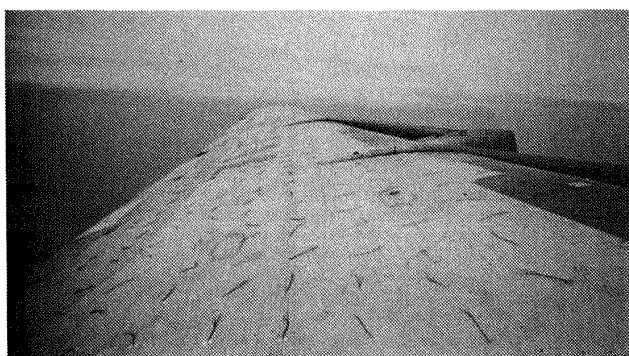
写真2 1-g ブレーク方式(着陸形態)



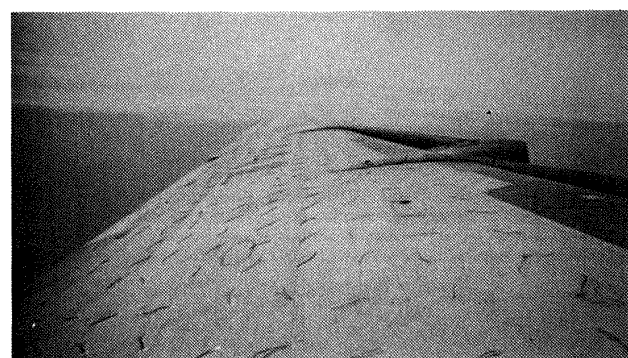
a



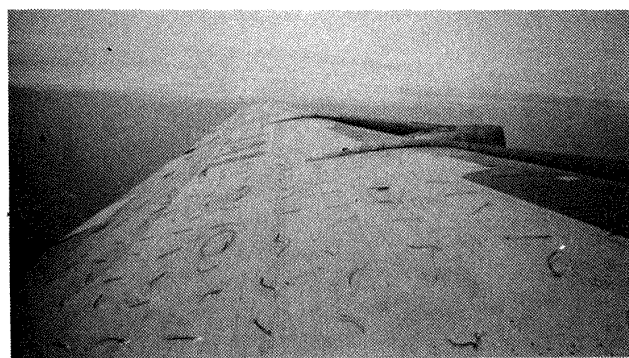
e

 V_{min} 

b



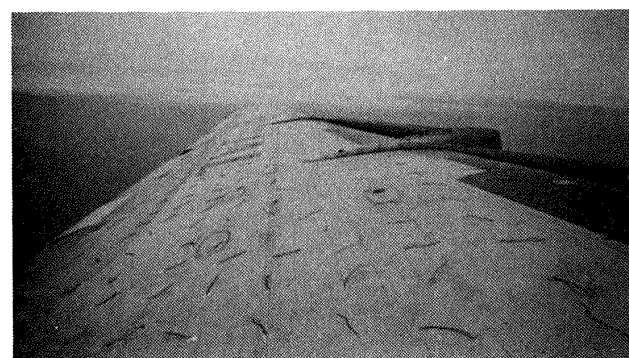
f



c



g

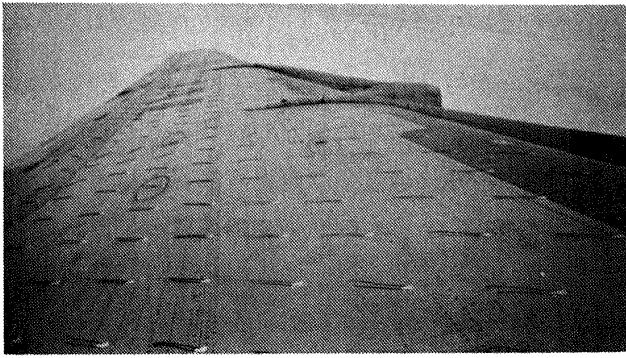


d

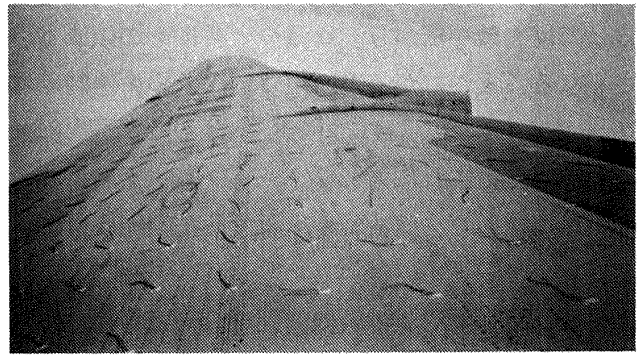


h

写真3 FAR方式(巡航形態)

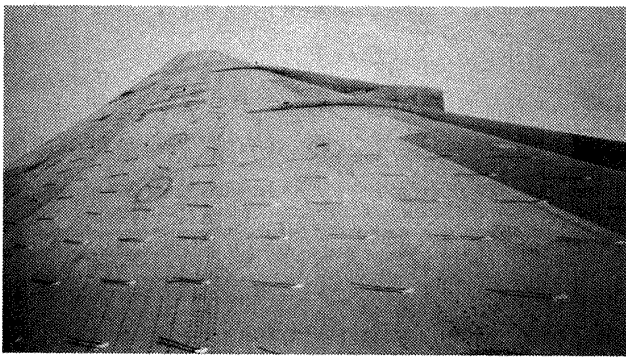


a

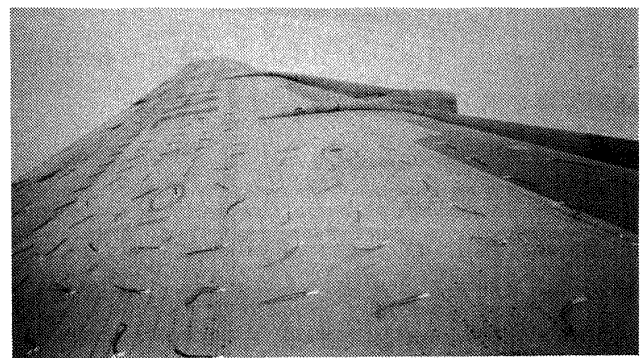


e

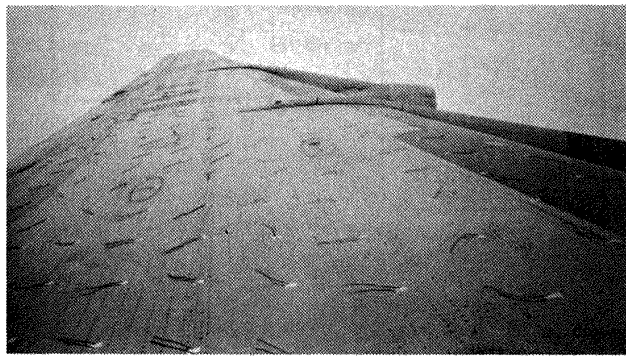
1-g ブレーク



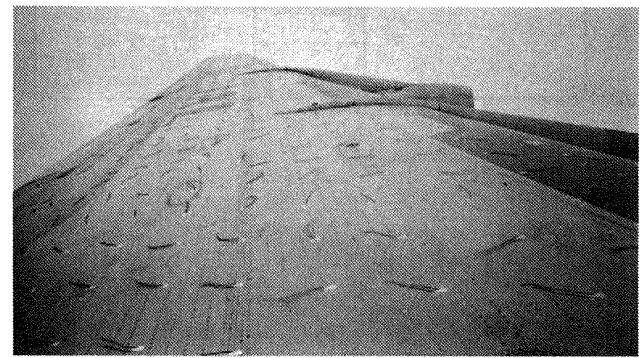
b



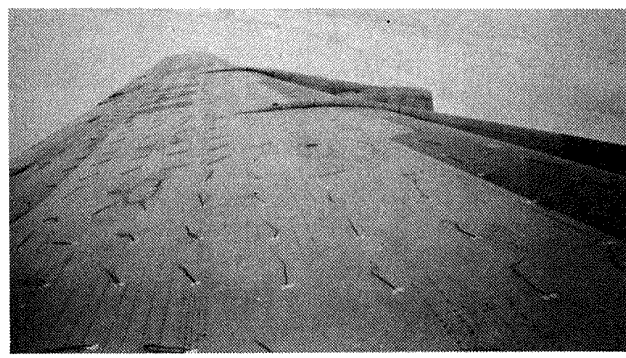
f



c



g



d



h

写真4 1-g ブレーク方式 (巡航形態)

両方式の失速時点前後の気流状況は α が増えるに伴ってはく離が広がり、 α 減少と共にその領域も小さくなることがわかった。さらにFARの失速時点は α_{max} あるいは α_{max} 後に対応し、はく離状況も回復時期である。これに対し、1-gブレーク時は α の増加途中であり、気流状況もはく離初期の状態である。

また、バフエットは各機体固有の失速特性の一つで、失速予知情報として重視されている。本機の場合1-gブレーク時点近くでヘビィ・バフエットが起り、ほぼ V_{min} 時点まで続く、ライト・バフエットは、ヘビィ・バフエットが生じる速度より8~10kt高い速度で起る。

5-2 失速々度

迎え角の推定や、生データの物理量変換を行うためのデータ処理システムを図5に示す。A/D変換のサンプリング時間は0.1秒である。

迎え角の推定には次式を用いた。

$$\gamma = \sin^{-1} \left(\frac{w}{V\sqrt{\sigma}} \right) \tag{1}$$

$$\alpha = \theta - \gamma \tag{2}$$

(1)式の V はピトー系統のおくれ補正した動圧を ρ_0 で変換し、さらに速度の位置誤差修正をほどこした¹²⁾校正対気速度である。図6にその速度の位置誤差を示す。又、昇降速度 w は、機体軸の加速度倍数 n_x と n_z および θ (ジャイロ出力)から地面に垂直方向の加速度倍数を求め、この加速度倍数と高度 H からカルマンフィルタ手法を用いて推定した。¹³⁾

径路に垂直な方向の加速度倍数 n_{zf} は(2)式で推定した α を用いて(3)式から求めた。

$$n_{zf} = n_x \sin \alpha + n_z \cos \alpha \tag{3}$$

失速々度を決めるために必要な状態量及び失速状態を類推するに参考になると思われるデータ例を図7~10に示す。FAR方式と1-gブレーク方式による着陸形態の例が図7と図8で、巡航形態の例が図9と図10である。 V は(1)式で使った校正対気速度、 α は(2)式で推定された迎え角で、 α_{max} 付近の矢印

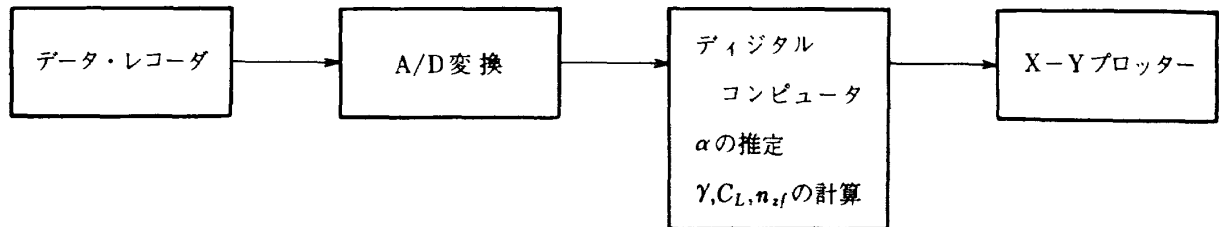


図5 データ処理系統図

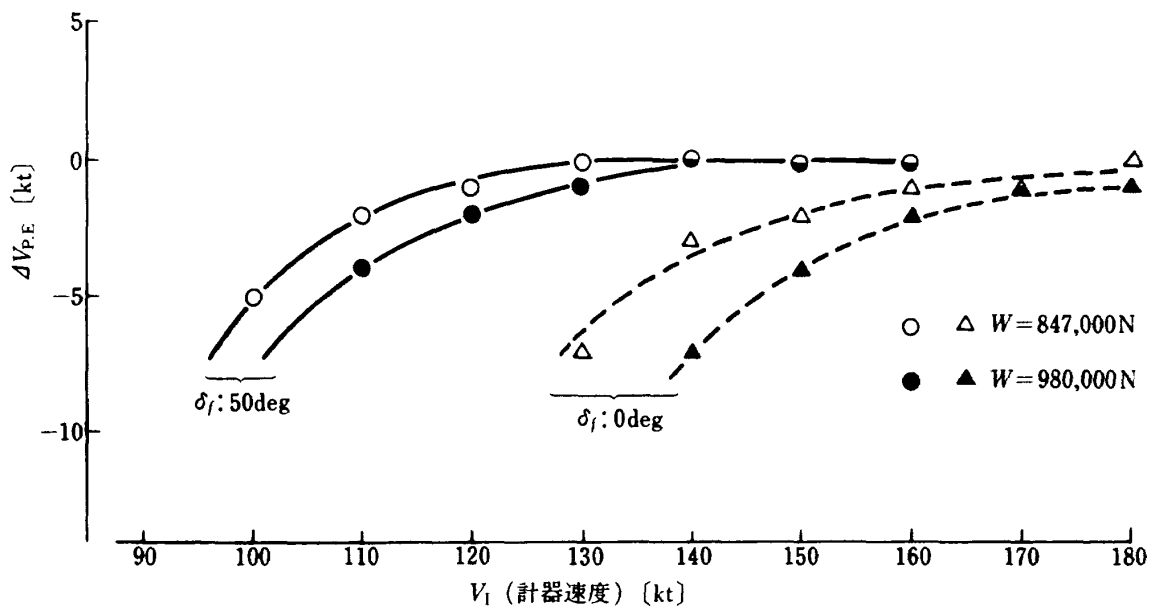


図6 速度計の位置誤差¹²⁾

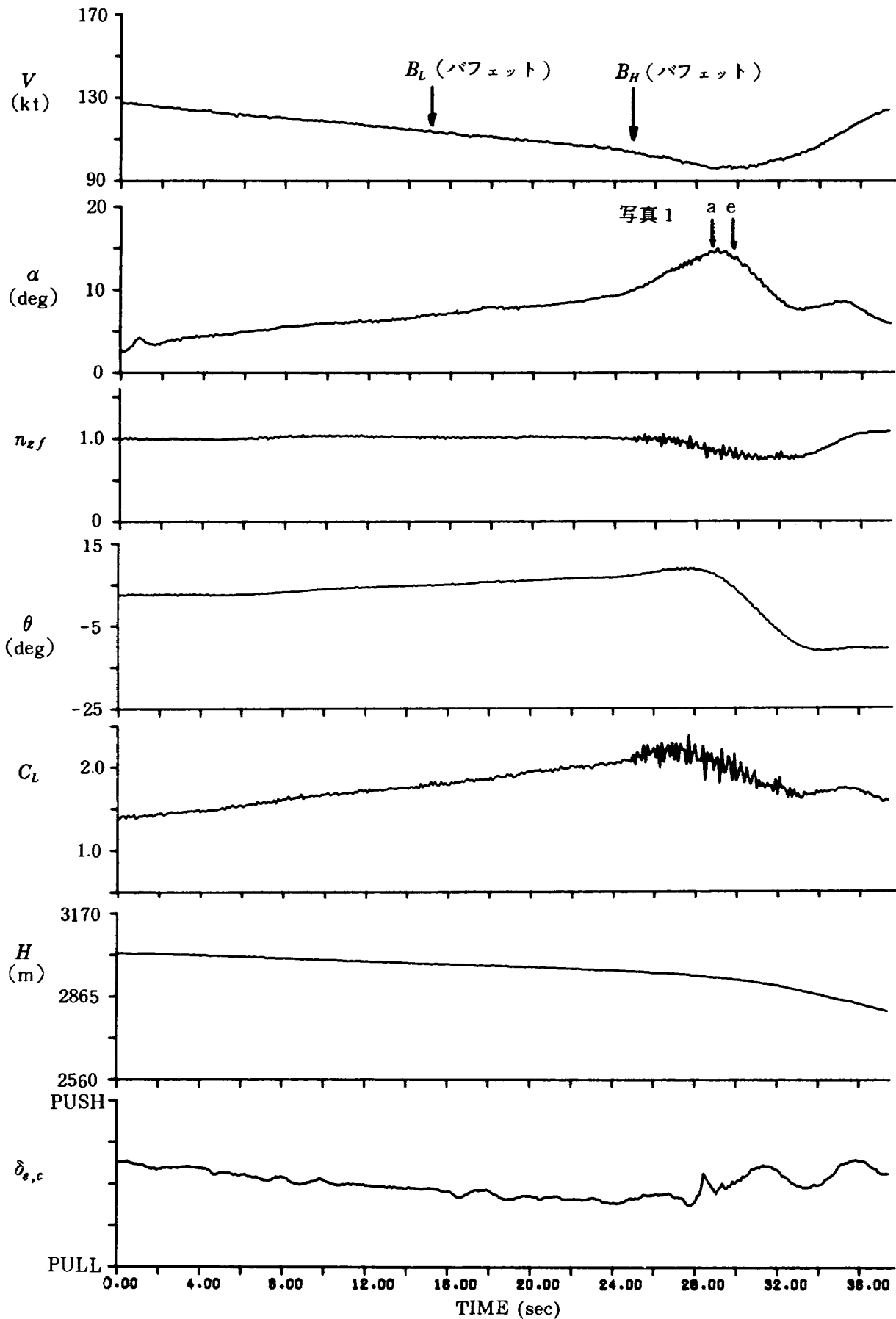


図7 FAR方式(着陸形態)

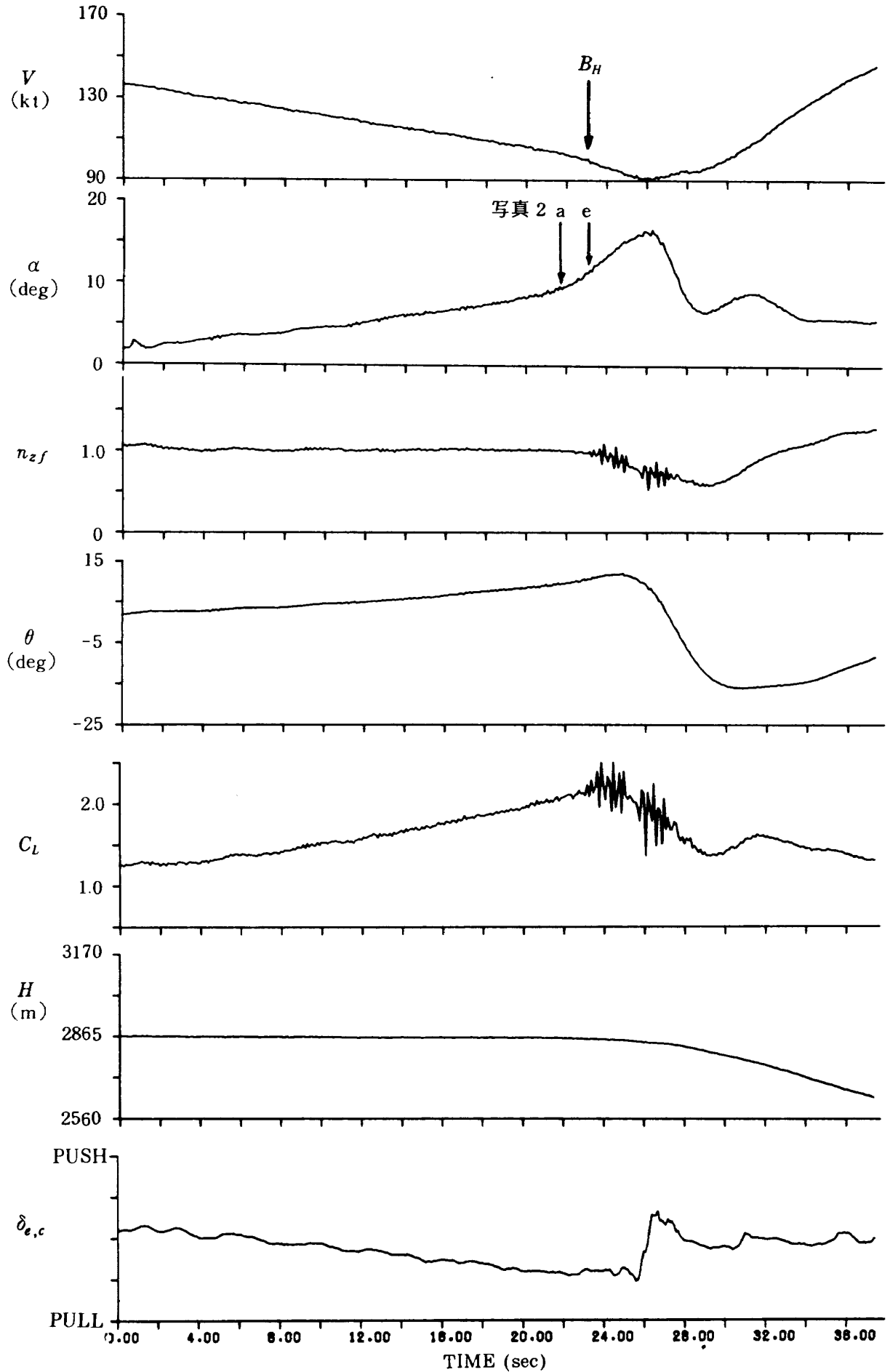


図8 1-gブレーク方式(着陸形態)

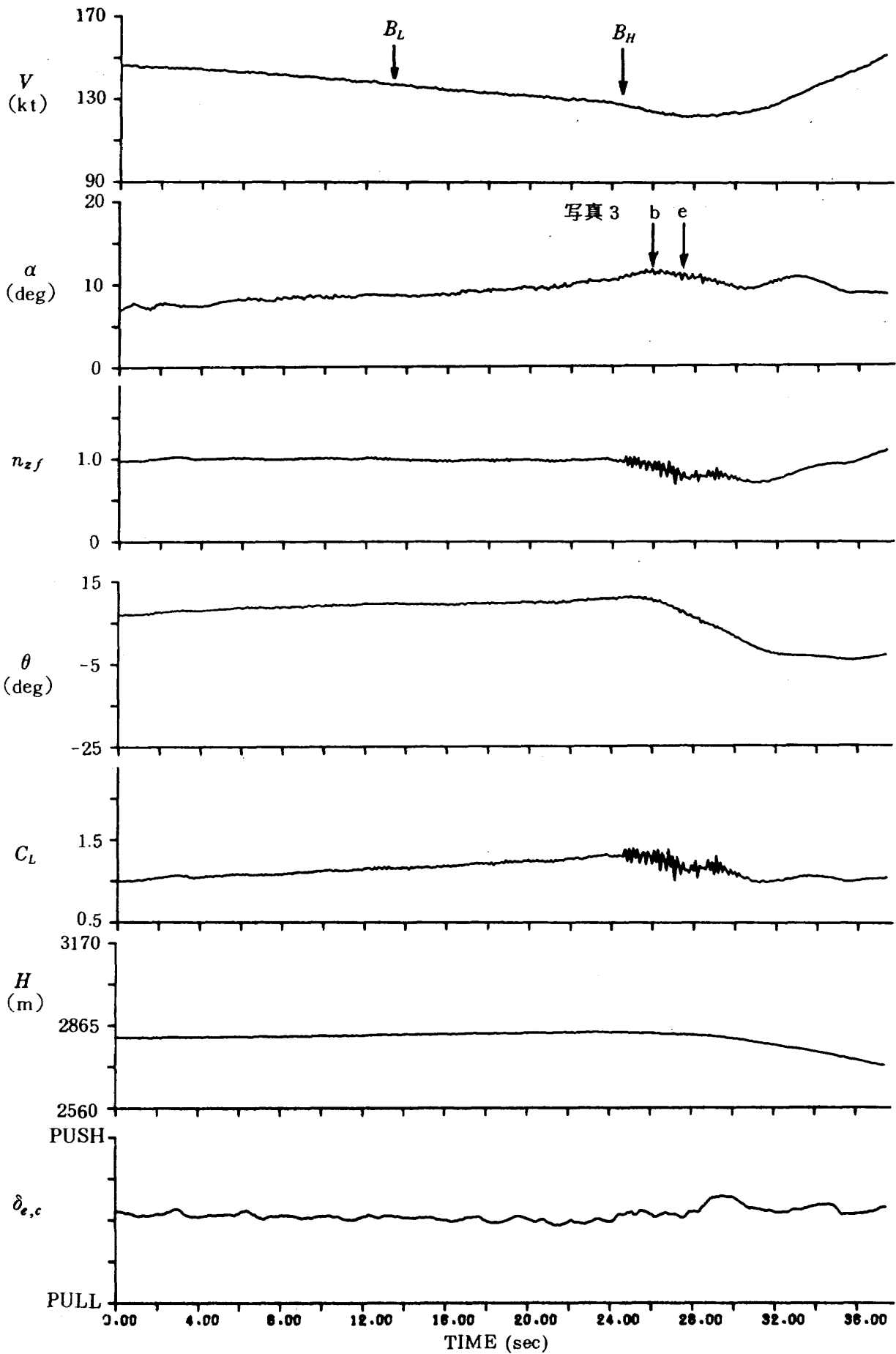


図9 FAR方式(巡航形態)

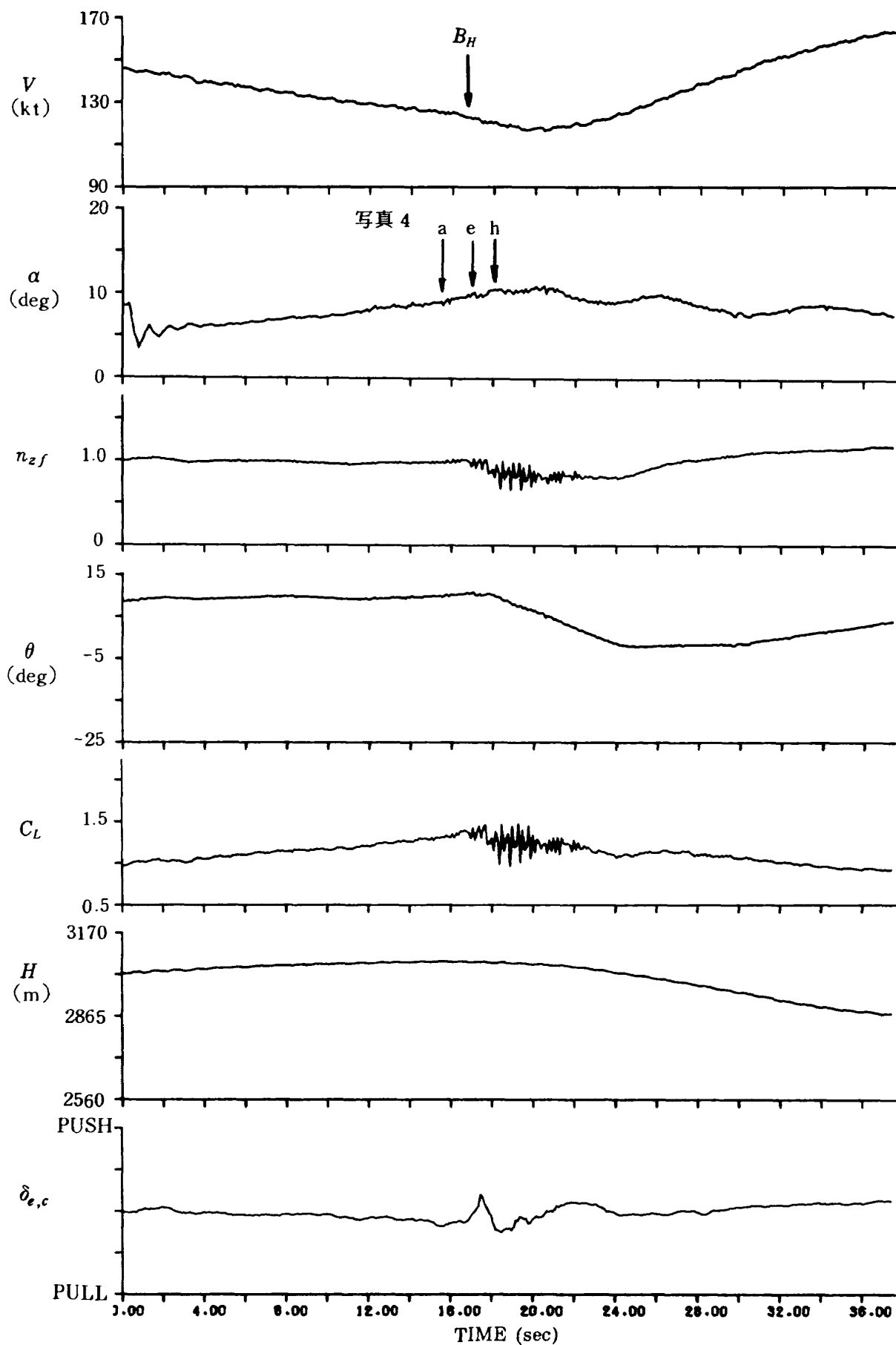


図 10 1-g ブレーク方式 (巡航形態)

と記号は前項で述べた写真との対応を示す。 n_{zf} は(3)式から求めたもの、 θ 及び H は計測値である。 C_L は n_{zf} を使っているため(第3章参照)1-gブレーク付近からバフエットによる n_{zf} の振動が重なっている。 $\delta_{e,c}$ は操縦桿(エレベータ)の操作量に比例した検出器の出力である。(実験準備時間の制約上、物理量変換のための校正試験が出来なかった。)

FAR方式及び1-gブレーク方式による着陸形態及び巡航形態に対する失速々度を求めた。その解析手法及び結果は以下の通りである。

1) FAR方式

FAR方式で行った失速試験データ(着陸形態4回、巡航形態3回)の V の時間経過データ上で、最小速度 V_{min} を求め、次に $1.1V_{min}$ から V_{min} までの平均減速度を \dot{V}_{min} として求める。求められた V_{min} は定められた重量時の速度に修正する。定められた重量を W_c 、実験時の重量を W_i とし、径路角、揚力係数は重量変化で変わらないと仮定すると、修正された最小速度 $V_{min,c}$ は(4)式となる。

$$V_{min,c} = \frac{W_c}{W_i} \cdot V_{min} \quad (4)$$

本実験では W_c を設計着陸重量にとった。

この $V_{min,c}$ と \dot{V}_{min} の関係図(試験回数個のデータ)から $\dot{V}_{min} = -1 \text{ kt/sec}$ に対応した $V_{min,c}$ をその形態の失速速度とする。図11に $V_{min,c}$ と \dot{V}_{min} の関係図を示す。

2) 1-gブレーク方式

n_{zf} データより1-gブレーク点を判定し、それに対応する速度を速度データから求め、 V_{sig} とする。設計着陸重量時の失速度 $V_{sig,c}$ への修正は(4)式と同様の手法で行う。各形態に対する失速試験で得られた各々3個の $V_{sig,c}$ の平均値を各々の形態の失速々度とする。1-gブレーク方式の場合、 V_{sig} は減速度との相関はないはずであるが、データのバラツキ、及びFAR方式の $V_{min,c}$ と比較するため1-gブレーク方式での減速度 \dot{V}_{sig} (\dot{V}_{min} と同様の手法で求めた)と $V_{sig,c}$ を図11に示す。

以上のように最終的にデータを統計的に扱って失速々度を決めるため、結果の信頼性を上げるためにはより多くのデータ点が必要である。

3~4個のデータによる今回の実験結果を表5に

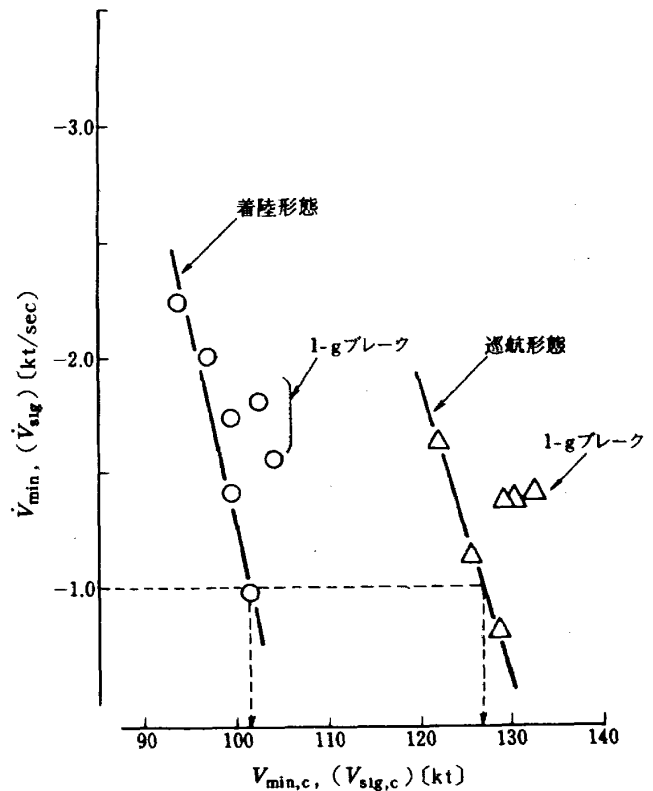


図11 $\dot{V}_{min} - V_{min,c}$ 線図

表5 2方式で決めた失速々度

試験方式 \ 飛行形態	着陸形態 (kt)	巡航形態 (kt)
FAR方式	102	127
1-gブレーク方式	102	131

示す。FAR方式と1-gブレーク方式による着陸形態の失速々度は両者同じ値で102kt、巡航形態では、127ktと131ktで、FAR方式の失速々度が4kt低い結果が得られた。

6. 結 論

失速はFARの定義に見られるように画一的な現象でないため、失速を定量的に表現することがむずかしく、失速時点の決定はパイロットの判断に委ねられている。そのため失速時の速度を客観的に決めるため、FAR方式では失速後に現れる最小速度から失速々度を決める。この最小速度が生じる時点は α_{max} あるいは α_{max} 後であり、主翼はく離状況から見ても失速からの回復初期の状態にある。この現象は今回の輸送機特有のものでなく、前述の小型機の場合にも見られている。⁸⁾

さらに文献²⁾の実験においても(気流はく離の観察は行われていないが) α_{\max} 後に V_{\min} が現われている。証例は少ないが上に述べたように FAR 方式で定義される失速状態が α_{\max} あるいは α_{\max} 後、すなわちく離の回復初期に対応するということが一般の輸送機に適用できる現象と思われる。

一方、 $1-g$ ブレーク方式は $1-g$ を保持しながら減速する準定常飛行中に生じる揚力の減り始めの時点を加速度計で判定し、その時点の速度を失速々度と定義するもので、物理現象を客観的にとらえて失速々度を定める手法である。 $1-g$ ブレーク時点はほぼ $C_{L\max}$ 時と対応し、気流状況もはく離初期の状況であり、低速定常飛行可能な状態である。

最後に、本失速試験に全面的に御協力いただいた日本航空株式会社及び運輸省航空局の方々に感謝する。

特に、本試験飛行で操縦を担当された日本航空株式会社の R. S. MATSEN 機長に感謝する。

また、実験及びデータ解析において当所飛行実験部の方々の協力を得たことを付記する。

参 考 文 献

- 1) ICAO Airwrthiness Technical Manual, (1974)
- 2) D. A. Kier : Flight Comprison of Several Techniques for Determing the Minimum Flying Speed for a Large Subsonic Jet Transport, NASA TND-5806 (1970)
- 3) B. G. Powers, N. W. Matheny : Flight Evaluation of Three Techniques of Demonstrating the Minimum Flying Speed of a Delta-Wing Airplane, NASA TND-2337 (1964)
- 4) Federal Aviation Regulations. part 25- Airworthness Standards : Transport Category Airplanes. FAA, (1974)
- 5) 幸尾治朗・岡 遠一・照井祐之・鎌田幸男 : Queen Air 機の失速特性, 航技研資料 TM-49 (1965)
- 6) 飛行実験部 : 単発STOL実験機 (FA-200XS) について, 航技研報告 TR-229 (1970)
- 7) 小野孝次・塚野雄吉 : 単発STOL実験機に関する研究-失速特性試験-, 航技研資料 TM-278 (1975)
- 8) 幸尾治朗・塚野雄吉・小野孝次 : 失速速度についての考察, 日本航空宇宙学会第4回講演集 (1973)
- 9) 幸尾治朗 : ICAO 第10回耐空性委員会 提案 AIR C-WP/515 (1973)
- 10) JANE'S : All the World's Aircraft (1970-71)
- 11) AGARD : Flight Test Manual Vol.1 (1962)
- 12) 日本航空株式会社 : DC-8-50 運航規定
- 13) 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, 日本航空宇宙学会, 飛行機シンポジウム講演集 (1976)

航空宇宙技術研究所報告 817号

昭和59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町1880
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

Printed in Japan