

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1251

パワード・リフトSTOL機用フライト・リファレンス 表示の研究

田 中 敬 司 ・ 船 引 浩 平 ・ 中 村 勝
照 井 祐 之 ・ 稲 垣 敏 治 ・ 川 原 弘 靖
塚 野 雄 吉 ・ 小 野 孝 次

1994年10月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

パワード・リフトSTOL機用フライト・リファレンス 表示の研究*

田 中 敬 司*² 船 引 浩 平*² 中 村 勝*³
照 井 祐 之*³ 稲 垣 敏 治*³ 川 原 弘 靖*³
塚 野 雄 吉*³ 小 野 孝 次*³

FLIGHT REFERENCE DISPLAY FOR POWERED-LIFT STOL AIRCRAFT

Keiji Tanaka, Kohei Funabiki, Masaru Nakamura,
Yushi Terui, Toshiharu Inagaki, Hiroyasu Kawahara,
Yukichi Tsukano and Takatsugu Ono

ABSTRACT

This study deals with a proposed flight reference display for powered-lift STOL aircraft. The display design aims at providing pilots with new control cues for maintaining flight safety during low-speed high-power approach. The display utilizes angle of attack, pitch angle and airspeed to indicate the flight reference for maintaining the flight safety margins.

Piloted simulation using a moving-base flight simulator was conducted to verify the display scheme. The parameters of the display equations were designed on the basis of the flight test achievements of "ASKA", the experimental STOL aircraft of the National Aerospace Laboratory. This preliminary evaluation demonstrated that the display can be used for both flight reference tracking and safety margin monitoring, and provided appropriate values of coefficients of the display equations.

The succeeding flight evaluation of the proposed flight reference display was conducted after installing the display upon an in-flight simulator, which motion cues yield ultimate fidelity of flight simulation environment for the display evaluation. As the in-flight simulator, the Variable Stability and Response Airplane (VSRA) of the National Aerospace Laboratory was utilized for this experiment. The flight reference display for this flight evaluation was developed by using a color liquid crystal display. The results of the approach flight experiments provided proof of satisfactory performance of the display for pilots to monitor and regulate the safety margins, as well as suggestions for future improvement.

Keywords : STOL, flight reference, handling qualities, flight simulation, in-flight simulation

* 平成6年8月4日受付 (received 4 August 1994)

*1 制御部 (Control Systems Division)

*2 飛行実験部 (Flight Research Division)

概 要

パワード・リフト STOL 機の特長は低速、高パワ着陸進入飛行にある。この場合の飛行安全を確保するための一手段として、フライト・リファレンス計器が考えられている。本研究では、迎角、ピッチ姿勢角、対気速度を活用したフライト・リファレンスに関する検討を行った。「飛鳥」の飛行実験成果を用いて設計した同フライト・リファレンス表示の妥当性を飛行シミュレータによって確認し、またその表示方程式の係数を決定した。本結果に基づき、新たに開発したフライト・リファレンス計器をインフライト・シミュレータである VSRA に搭載し、飛行実験によって総合評価を行った。「飛鳥」を模擬した VSRA により空中模擬進入飛行及び実着陸進入飛行を行い、その中で同計器が安全余裕監視とその操縦性に関して十分なパフォーマンスを有することを確認でき、また将来に向けた改良点の抽出を行うことができた。

略 語 表

ADI	: Attitude Director Indicator
ARINC	: Aeronautical Radio Inc.
BLC	: Boundary Layer Control
CRT	: Cathode-Ray Tube
CTOL	: Conventional Take-Off and Landing
CWS	: Control Wheel Steering
DME	: Distance Measuring Equipment
DLC	: Direct Lift Control (or Controller)
DSM	: Dynamic Safety Margin
FBW	: Fly By Wire
FPC	: Flight Path Control
FL	: Flight Limit
FR	: Flight Reference or Variable of FR display equation
GPC	: Glide Path Computer
GS	: Glide Slope
HUD	: Head-Up Display
ILS	: Instrument Landing System
LOC	: Localizer
PAPI	: Precision Approach Path Indicator
RMS	: Root Mean Square
SCAS	: Stability and Control Augmentation System
SR	: Safety Reference
STOL	: Short Take-Off and Landing
USB	: Upper Surface Blowing
VSRA	: Variable Stability and Response Airplane
VTR	: Video Tape Recorder

記 号 表

FR_u	: 水平突風余裕を考慮した FR	[%]
FR_w	: 垂直突風余裕を考慮した FR	[%]
g	: 重力加速度	[m/sec ²]
k	: 混合比率 ($= K_\alpha / K_\theta$)	
H	: 高度	[m]

K_u	: 水平突風余裕の寄与分の係数	[%/s/m]
K_α	: 迎角寄与分の係数	[%/deg]
K_θ	: 縦揺れ角寄与分の係数	[%/deg]
M_i	: y 軸回りモーメントの i についての微係数	
$\min(x, y)$: x, y の小さい方を表す。	
s	: ラプラス変換の変数	
u	: V_{min_m} からの変動分	[m/s]
U_0	: 釣合速度	[m/s]
u_a	: $= u - u_g$	[m/s]
u_g	: 水平突風	[m/s]
u_m	: 水平突風余裕	[m/s]
V	: 対気速度	[m/s]
V_{app}	: 着陸進入速度	[m/s]
V_{min}	: 最小サービス速度	[m/s]
V_{min_m}	: 最小飛行速度	[m/s]
	(minimum airspeed at maximum thrust)	
V_{ref}	: 参照速度 (Reference Speed)	[m/s]
V_s	: 失速速度	[m/s]
w	: 垂直速度	[m/s]
w_a	: $= w - w_g$	[m/s]
w_g	: 垂直突風	[m/s]
w_m	: 垂直突風余裕	[m/s]
X_i	: X 軸方向力の i についての微係数	
Z_i	: Z 軸方向力の i についての微係数	
Z^\dagger	: $= Z_w - \frac{Z_{\delta_\theta}}{M_{\delta_\theta}} M_w$	
	θ がトリムされるとしたときの等価的 Z_w	
α	: 迎角	[deg]
α_0	: 釣り合い迎角	[deg]
α_{app}	: 着陸進入設計形態時の迎角	[deg]
α_{max}	: 最大揚力迎角	[deg]
γ	: 径路角	[deg]
Δx	: x の微小変化分	
δ	: 入力	
δ_{FPC}	: FPC レバー入力	[1/1]
δ_T	: パワ入力	[1/1]

θ : 縦揺れ姿勢角 [deg]
 θ_0 : バイアス角 [deg]
 θ_{app} : 着陸進入設計形態時の縦揺れ角 [deg]

$$\left(\frac{\partial \alpha}{\partial \theta}\right)_{\theta_r=const} : \approx \frac{1}{U_0} \frac{-gZ_u}{X_uZ_w - Z_uX_w}; \text{付録 A (a.7) 式参照}$$

1. 序 論

1.1 STOL 機の安全余裕

航空宇宙技術研究所では、STOL 実験機「飛鳥」(図1.1)の研究開発と飛行実験によって USB 方式のパワード・リフト STOL 機の特性を明らかにし、主に機体技術に関する技術的知見を蓄積してきた¹⁾。同機の飛行実験は平成元年 3 月に完了し、その成果はデータベース化されているが、これを活用して STOL 機を実用化するためには巡航時の抵抗軽減策を講じることと並んで、今後とくに運航方式の研究が重要である。「飛鳥」に代表されるパワード・リフト STOL 機の低速飛行能力を発揮させた運航の実現には、低速飛行時の安全余裕の確保が必須である。パワード・リフト STOL 機ではパワの変化にしたがって失速速度が大きく変化するので、在来機のように速度を保持するだけでは安全余裕を維持できない。このため、速度に代わる新しい表示指標であるフライト・リファレンス(以降 FR と略記する)の検討が必要となる。ここに、FR は、以下に述べるように安全余裕を確保でき、かつ飛行性能を最大限に発揮できる飛行状態の基準表示情報を一般的に称するものとする。

今回、「飛鳥」の飛行実験データをベースに、STOL 機の安全余裕確保手段である FR 表示について一例を提案した。本稿では、FR 表示に関する設計、シミュレーション評価、表示計器の試作、インフライト・シミュレーション評価実験を通じて得られたことを取りまとめる。

一般に、パワード・リフト STOL 機の低速域では、図1.2に示されるように推力によって径路角が変化し、縦揺れ角によって速度が変化する特徴を持つ。この範囲で、パワード・リフト STOL 機の外乱に対する飛行安全を確保するため、通常では(1)水平突風余裕(u_m)及び(2)垂直突風余裕(w_m)という 2 つの条件が規定されている。しかし、この領域を維持するためには、パイロット操縦にとって適切な表示及び警報、あるいは操作制限装置等が必要となる。一方、CTOL 機では一般に最大迎角がパワによらない。このため、速度計、失速警報、コラム・シェーカー、コラム・プッシャーといった安全余裕確保のための指標や装置が、失速速度の関数として統一的に整理されている。

「飛鳥」の飛行実験では、気象条件などを限定することで安全余裕を暫定的に設定し、実験を進めた。広い条件で運用される将来の実用機に対する安全余裕を論じるためには、その一般的な規定が必要である。安全余裕を確保するための表示指標である FR については、1970 年代に主に米国で検討がなされてきた。FR は、「誘導制御のためにパイロットに供される飛行パラメータあるいはパラメータを組合せた一変数表示」²⁾であり、「ある飛行状態を維持するために積極的に制御される量を記述した変数」³⁾であるため、その機能は、

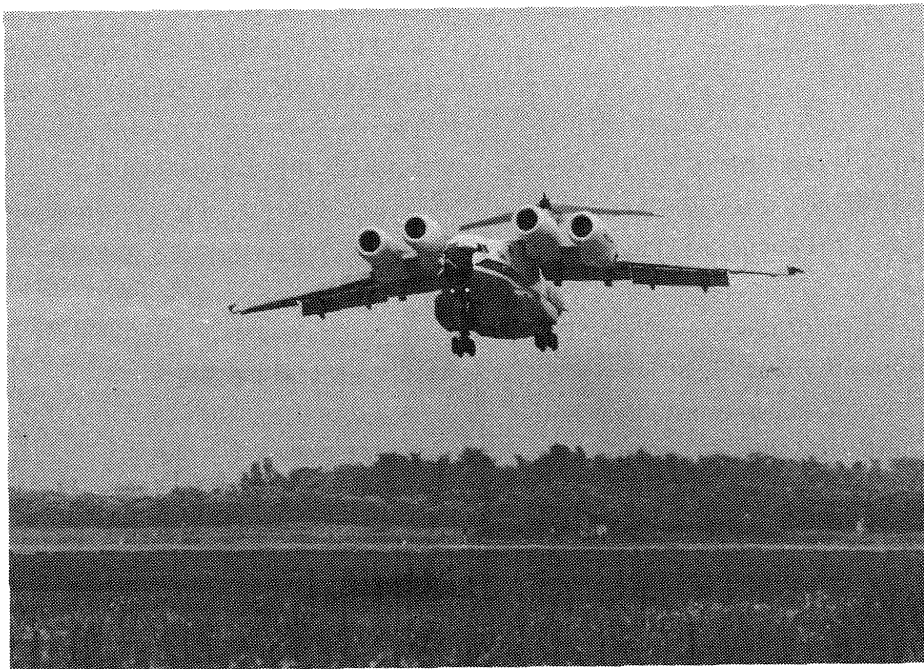


図 1.1 低騒音 STOL 実験機「飛鳥」

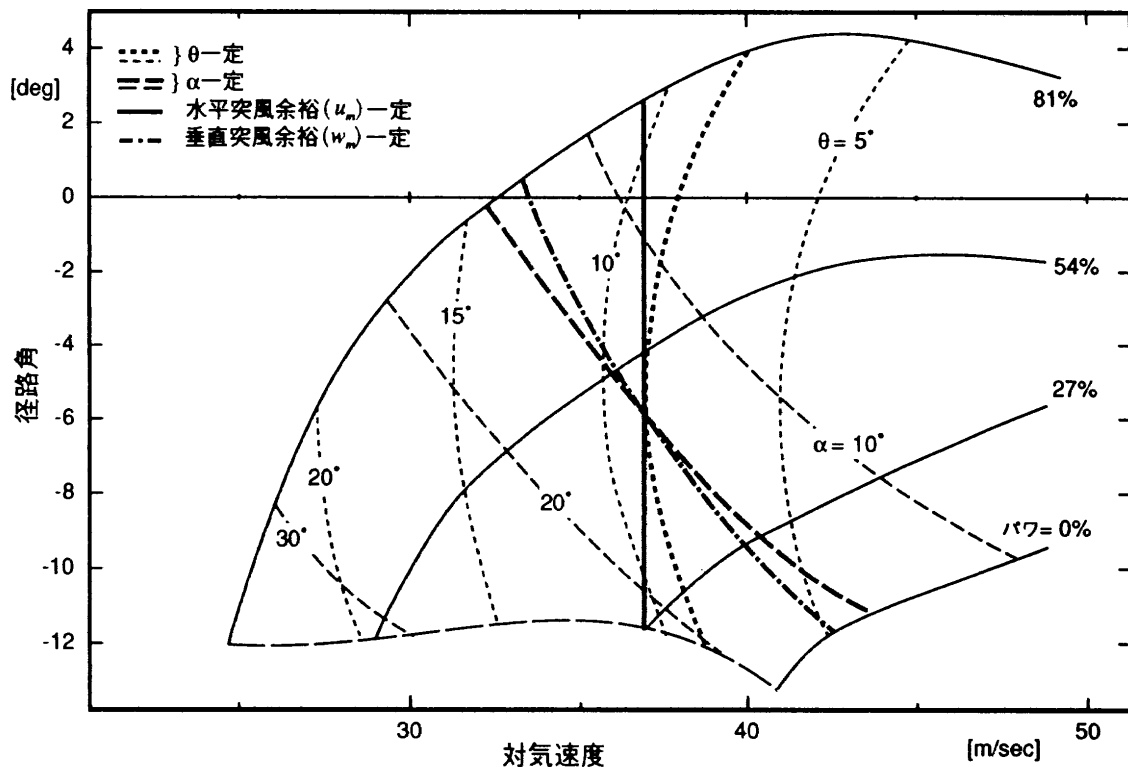


図 1.2 パワード・リフト STOL 機のフライト・エンベロップ例

- (1) 飛行限界を表示し、
- (2) 安全余裕の減少を警告し、
- (3) 操縦の手がかりを与える

ことであるといえる。このように変数を組み合わせたり選択することが可能となった要因として、計算機の大幅な性能向上によって表示、操作装置、警報などのための複雑な演算が容易になったこと及び表示に CRT や液晶型フラット・パネル等の電子式計器の使用が可能になったことを挙げるができる。

1.2 FR 表示

ここでは、FR と飛行安全余裕の関わりについて述べる。一般に、航空機の飛行領域は次の 3 つで規定される^{4),5)}。

- (a) 許容飛行エンベロップ (Permissible Flight Envelopes)
- (b) サービス飛行エンベロップ (Service Flight Envelopes, あるいは Circumscribing Flight Envelopes)
- (c) 運用飛行エンベロップ (Operational Flight Envelopes, あるいは Authorized Flight Envelopes)

(a)はこの外側では飛行できない限界を示し、(b)はこれを越えて飛行することが禁止されているものである。例えば文献 3 では、最小サービス速度 (V_{min}) は $1.1 V_S$ と $V_S + 10$ [kt] の大きい方として定義されている。普通、これを越えると失速警報、シェーカ、プッシャ等の警報/保護装置が作動する。着陸進入時の失速警報は、 $1.05 V_S$ と $V_S + 5$ [kt] の大きい方から上記 V_{min} までの間で作動するように規定

されている。また、(c)は、これを越えると突風や不測の事態に対応できなくなる可能性があるものであり、 V_{ref} がこれに相当する。但し、この値を越えても直ちに危険に陥るものではない。

さて、FR は、この V_{ref} のように運用エンベロップに関する情報を提供するものといえる。また、安全余裕 (Safety Reference; 以下 SR と略す) は、FR のように積極的に調節されるものではなく、主に監視される量である³⁾ といえる。FR をある値以上に確保するためにはディスプレイだけでなく、CTOL 機における安全余裕確保のためと同様に、警報、ストッパー (シェーカやコラム・プッシャを含む) 等の手段を総合する必要がある。

なお、本稿では、FR を表示指標の意味で用いるほか、FR 表示方程式の指標値を表す変数としても用いることとする。

1.3 FR に関する課題

既述のように、パワード・リフト STOL 機の安全余裕は 2 つの突風余裕で与えられてきた。これを同時に満足するように制御することは、パイロットにとって容易ではない。しかし、従来のように V_{ref} のみを指標とすればパワード・リフト機に与えられた飛行領域を活用することができない。ここでは、FR の候補として従来検討されてきた表示についてまとめる。

今までの提案例として、

$$FR = \alpha - \alpha_c, \quad \text{ここに } \alpha_c = f(\delta_T) \quad (1.1)$$

あるいは,

$$FR = \theta - \theta_c, \quad \text{ここに } \theta_c = f(\delta_T) \quad (1.2)$$

がある⁵⁾。そして、(1.1)式は表示として許容できるがタービュレンス中で表示が乱されること、一方、(1.2)式は短周期特性を改善する効果があるが安全余裕を減少させてしまう場合が生じる問題点のあることを指摘している。

航空宇宙技術研究所では、「飛鳥」の飛行実験を通じてこういった表示の重要性が認識され、FR 表示方式の検討が開始された。予備的な検討においては α と θ の FR 表示としての可能性を調べたが、上記文献と同じ結果を得ている⁷⁾。とくに、 θ がしばしば安全余裕の増減と逆の動きをする場合があることから、FR としては適当でないことが確認された。即ち、背風に遭遇した場合、速度の減少による縦揺れ角下げ運動が生じる。このため、 θ を FR とすると FR の余裕が増えるように見えることになる。しかし、実際の迎角は逆に速度減少のため増えているので安全余裕は減少しており、この FR は逆の表示をしたことになる。

文献 3 では、可能性のある 5 種の変数 (θ , エンジン・パワ, V , α , γ) を対象とし、これらを組み合わせて作成した FR の可能性を検討した。その結果、表 1.1 に示すような、 u , α の制限に対し θ を加味したものを提案している。

以上の検討によれば、FR 指標の満足すべき要件を次のように整理できる。

(1) ガストに関し、正しいコントロール・キューを与える。即ち、 u_g , w_g に対処するパイロットのコラム操作の方向が FR 指標値を保持する方向と一致するように表示する。

(2) 指標の動きがスムーズである。

(3) 操作が容易である。

次章以降では、このような要件を満足する FR について、表示方程式に基づいて検討を進める。

2. FR 表示方程式の検討

2.1 FR 表示方程式

前章までの検討により、本研究では FR の表示方程式の対象を次式とすることにした。

$$FR_u = K_u u_a \quad (2.1)$$

$$FR_w = K_w w_a + K_\theta \theta \quad (2.2)$$

ここに、変数の使用方法については付録 A に示した STOL 機の運動方程式に基づいている。ここでも安全余裕を 2 つの突風余裕に基づいて規定することとし、(2.1)式は u_g に対する余裕の程度を表し、(2.2)式は w_g に対する余裕の程度を表す。(2.2)式の右辺第 2 項は、操作性を改善するために表 1.1 の方法に準拠して加えたものである。すなわち、前節の要件(3)の操作性に関連して、 u_g に対する余裕を確保する条件を付与することによって生じる γ - θ カップリン

表 1.1 文献 2 の提案する FR 表示方程式

$$FR = \min(FR_1, FR_2)$$

$$FR_1 = \frac{DSM_1 + g(\theta)}{0.5s + 1}$$

$$FR_2 = \frac{DSM_2 + g(\theta)}{0.5s + 1}$$

ここに、

$$DSM_1 = 100[\%] \frac{V - V_{minm}}{20[kt]}$$

$$DSM_2 = 100[\%] \frac{\alpha_{max} - \alpha}{\sin^{-1}(w_m/V_{app})}$$

$$g(\theta) = -10[\%/deg] (\theta + 5.83[deg])$$

グの逆転(付録 B 参照)を軽減したり、 u_g に対する余裕が小さくなる領域と w_g に対する余裕が小さくなる領域における表示のコラム操作応答特性を似たものとするためには、両領域での FR に θ を加味する方法が効果的である。(2.1)式の FR_u には θ の係数を加えていない。これは、今回対象とした「飛鳥」の着陸進入時の設計形態近辺では、図 1.2 で見られるように V - γ 線図において θ 一定の軌跡が γ 一定の軌跡(図の水平方向)とはほぼ直交し、 γ - θ カップリングが小さいことに基づいている。

上記方程式の具体的な係数については以下のように決定した。まず、前提として、「飛鳥」の着陸進入時の設計形態においては水平突風余裕、垂直突風余裕が共に 10.29[m/s] (=20[kt]) の突風に対して余裕があるとし、次のような関係を与える。

$$V_{app} - V_{minm} = u_m \quad (2.3)$$

$$\alpha_{max} - \alpha_{app} = \sin^{-1} \left(\frac{w_m}{V_{app}} \right) \quad (2.4)$$

上式で、 u_m , w_m 共に 10.29[m/s] (=20[kt]) である。この状態を、100[%]の安全余裕があるとする。

(2.1)式、(2.2)式を、実際に計測される変数

$$u_a = V - U_0 \quad (2.5)$$

$$w_a = U_0 \cdot \Delta\alpha \quad (2.6)$$

を用いて変形する。ここに、 $\Delta\alpha = \alpha - \alpha_0$ 、また、釣合対気速度ベクトルの大きさを近似的に U_0 とする。さらに(2.2)式の θ は計測される縦揺れ姿勢角の基準姿勢角 θ_0 からの変動分である。以降では、縦揺れ姿勢角そのものを θ とし、(2.2)式の θ を $\theta - \theta_0$ で置き直す。これらを代入し、また、FR が大きいときに余裕の大きい表示となるように、 FR_w の極性を FR_u に合わせる。

$$FR_u = K_u (V - U_0) - FR_{u_0} \quad (2.7)$$

$$FR_w = K_\alpha(\alpha_0 - \alpha) + K_\theta(\theta_0 - \theta) - FR_{w_0} \quad (2.8)$$

上式で、 FR_{u_0} 及び FR_{w_0} は、それぞれ着陸進入時の設計形態での FR_u 及び FR_w である。また、

$$K_w = K_\alpha / U_0 \quad (2.9)$$

とした。

まず、(2.7)式について、 FR_u は速度に関する余裕を表すものであるため、 $V = V_{min_m}$ で余裕が0、すなわち $FR_{u_0} = 0$ でなければならない。これから、 $FR_{u_0} = K_u(V_{min_m} - U_0)$ とし、次式を得る。

$$FR_u = K_u \cdot u \quad (2.10)$$

ここに、 $u = V - V_{min_m}$ とした。

次に、(2.8)式について、 $K_\alpha(\alpha_0 - \alpha)$ が迎角余裕の寄与を示すものであるため、 $\alpha = \alpha_{max}$ でこの項が0になるように設定し、

$$FR_w = K_\alpha(\alpha_{max} - \alpha) + K_\theta(\theta_0 - \theta) - FR_{w_0} \quad (2.11)$$

とする。上式で、 $\alpha_0 - FR_{w_0} / K_\theta$ を θ_0 と書き直し、この新しい θ_0 を FR 表示のための θ のバイアスとする。よって、

$$FR_w = K_\alpha(\alpha_{max} - \alpha) + K_\theta(\theta_0 - \theta) \quad (2.12)$$

(2.10)、(2.12)式の小さい方で与えられるものが、今回提案する FR である。次に、これらの式に含まれる係数、 K_u 、 K_α 、 K_θ 、 θ_0 を検討する。

まず、 $V = V_{app}$ のとき、即ち $u = u_m$ のとき、(2.3)式より、 $FR_u = 100[\%]$ であるから、

$$K_u \cdot u_m = 100[\%] \quad (2.13)$$

よって、

$$K_u = 100[\%]/u_m \quad (2.14)$$

次に、(2.12)式の右辺の2つの項、即ち α の寄与分と θ の寄与分の混合比率を k とする。すなわち、

$$k = K_\alpha / K_\theta \quad (2.15)$$

ここで、 FR_w 表示の大きさをコラム操作時の α の変化の大きさと同等となるように定める。すなわち、コラム操作による FR 表示の動きの大きさが k に関わらず同じになるようにする。(2.12)式のコラム変化すなわち θ 変化による FR_w の変動分は、

$$\Delta FR_w = -K_\alpha \left\{ \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \theta} \right)_{\delta_T = \text{const}} + 1/k \right\} \Delta \theta \quad (2.16)$$

である。ここに、 $\left(\frac{\partial \alpha}{\partial \theta} \right)_{\delta_T = \text{const}}$ はコラムすなわち θ 変化による α 変化の定常値を表すものであり、具体的には付録 A で与えられる。また、 $k \rightarrow \infty$ で FR_w は迎角余裕を表し、その変化分は、

$$\Delta FR_w = -\frac{100[\%]}{\sin^{-1}(w_m/V_{app})} \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \theta} \right)_{\delta_T = \text{const}} \Delta \theta \quad (2.17)$$

である。 k に関わらず表示の動きの大きさが同じになるように K_α を定めるとき、 K_α は k の関数として次式となる。

$$K_\alpha = -\frac{100}{\sin^{-1}(w_m/V_{app})} \frac{k \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \theta} \right)_{\delta_T = \text{const}}}{k \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \theta} \right)_{\delta_T = \text{const}} + 1} [\%/deg] \quad (2.18)$$

また、

$$K_\theta = -\frac{100}{\sin^{-1}(w_m/V_{app})} \frac{k \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \theta} \right)_{\delta_T = \text{const}}}{k \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \theta} \right)_{\delta_T = \text{const}} + 1} [\%/deg] \quad (2.19)$$

一方、着陸進入時の設計形態で $FR_w = 100[\%]$ であるから、(2.12)式より、

$$K_\alpha(\alpha_{max} - \alpha_{app}) + K_\theta(\theta_0 - \theta_{app}) = 100[\%] \quad (2.20)$$

これを(2.18)式、(2.19)式により変形して θ_0 を求めると、

$$\theta_0 = \theta_{app} + \sin^{-1}(w_m/V_{app}) / \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \theta} \right)_{\delta_T = \text{const}} \quad (2.21)$$

(2.14)式、(2.18)式、(2.19)式及び(2.21)式により、 K_u 、 K_α 、 K_θ 、 θ_0 が設定された。今回提案する計算式を表2.1にまとめる。この計算式で与えられる FR は、表1.1と同様、ある与えられた θ 、 α 、 V で求められる FR_w と FR_u のうち値の小さい方を示すものである。

表 2.1 本研究で提案する FR 表示方程式

$$FR = \min(FR_u, FR_w)$$

$$FR_u = K_u(V - V_{min})$$

$$FR_w = K_\alpha(\alpha_{max} - \alpha) + K_\theta(\theta_0 - \theta)$$

ここに、

$$K_u = 100[\%]/u_m$$

$$K_\alpha = -\frac{100}{\sin^{-1}(w_m/V_{app})} \frac{k \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \theta} \right)_{\delta_T = \text{const}}}{k \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \theta} \right)_{\delta_T = \text{const}} + 1} [\%/deg]$$

$$K_\theta = -\frac{100}{\sin^{-1}(w_m/V_{app})} \frac{\left(\frac{\partial \alpha}{\partial \theta} \right)_{\delta_T = \text{const}}}{k \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \theta} \right)_{\delta_T = \text{const}} + 1} [\%/deg]$$

$$\theta_0 = \theta_{app} + \sin^{-1}(w_m/V_{app}) / \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \theta} \right)_{\delta_T = \text{const}}$$

2.2 FR 表示方程式の軌跡

V- γ 線図上での表 2.1 に基づく FR 一定の軌跡を $k=0.0$, 0.2, 0.7, 1.0, ∞ の場合について, それぞれ図 2.1~2.5 に示す。各々の図中において, FR がそれぞれ 50, 75, 100, 125

[%] の軌跡が描かれている。これらの図において, FR の軌跡で垂直な直線で示される部分は $FR = FR_u$ の場合を示している。

図 2.1 は, $k=0.0$ の場合を表し, FR_u の軌跡が θ 一定の

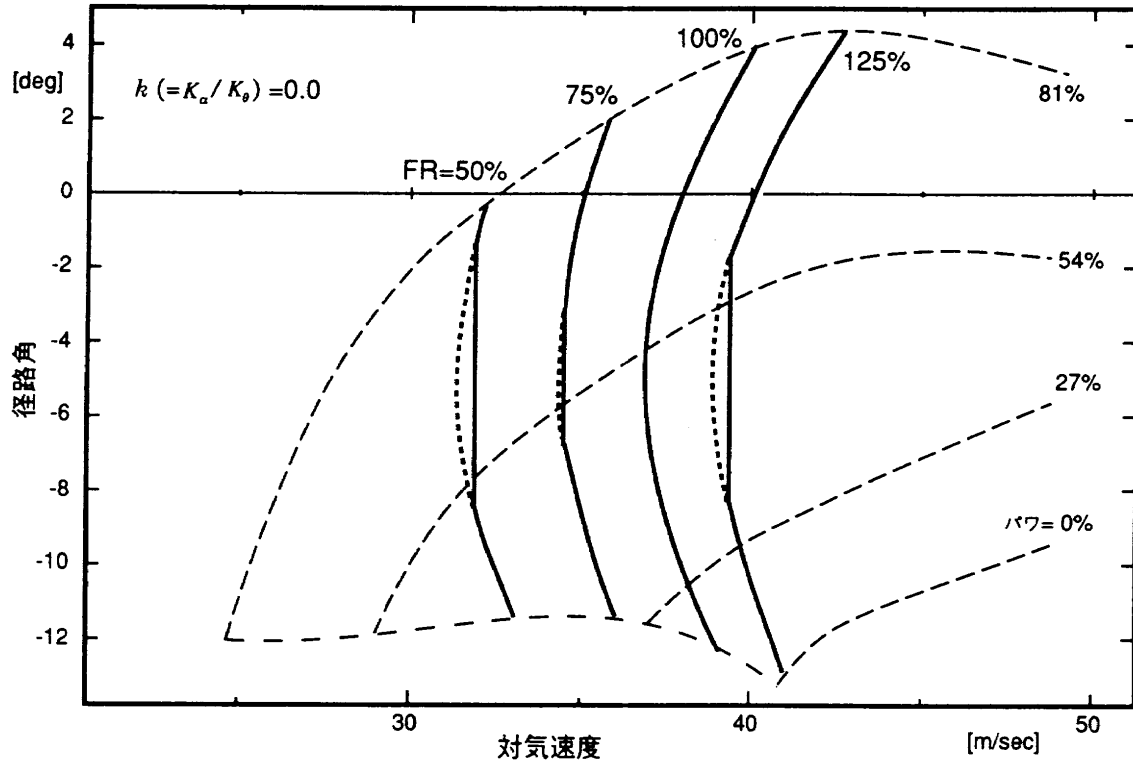


図 2.1 V- γ 線図上の FR 一定の軌跡 ($k=0.0$)

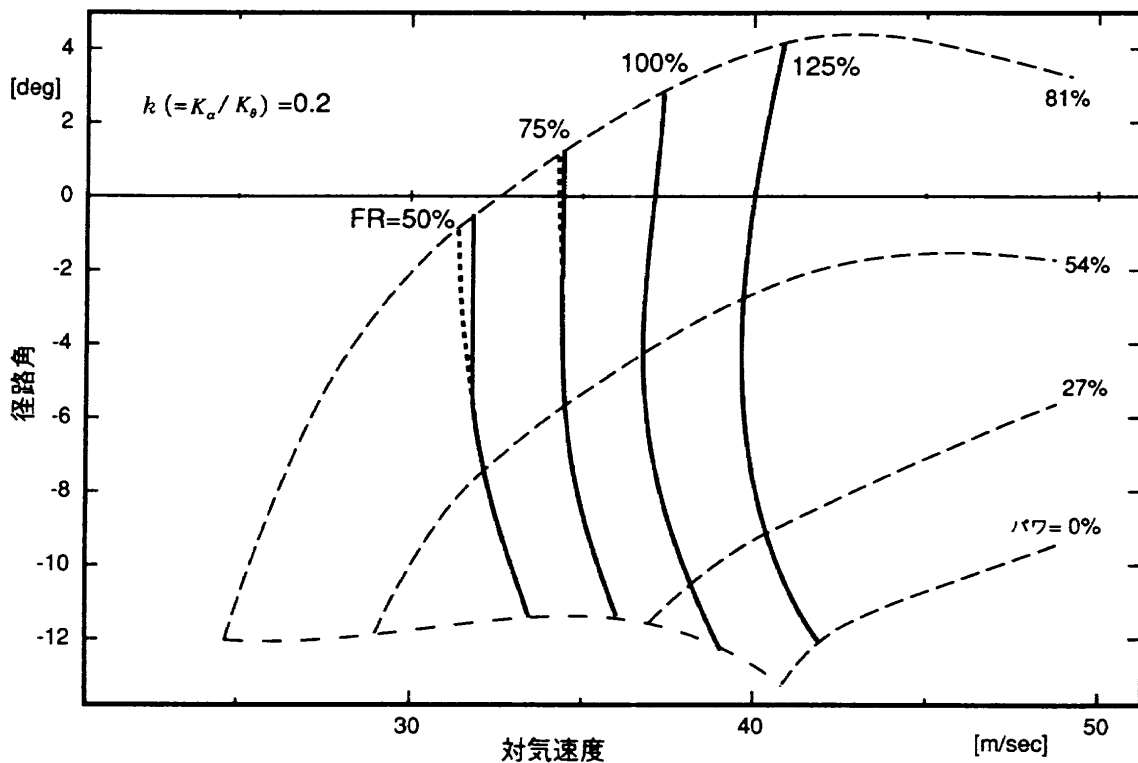


図 2.2 V- γ 線図上の FR 一定の軌跡 ($k=0.2$)

軌跡と一致する。この場合、 FR_u の影響を除けば、FRを一定に維持することは θ を保持することと一致する。一方、図2.5は、 $k=\infty$ の場合を表し、 FR_w の軌跡が α 一定の軌跡と一致する。図2.2から図2.4はこれらの中間となる軌

跡を表す。 k が大きくなるほど FR_w の軌跡の傾斜が緩くなり、 α 一定の軌跡に近づく。

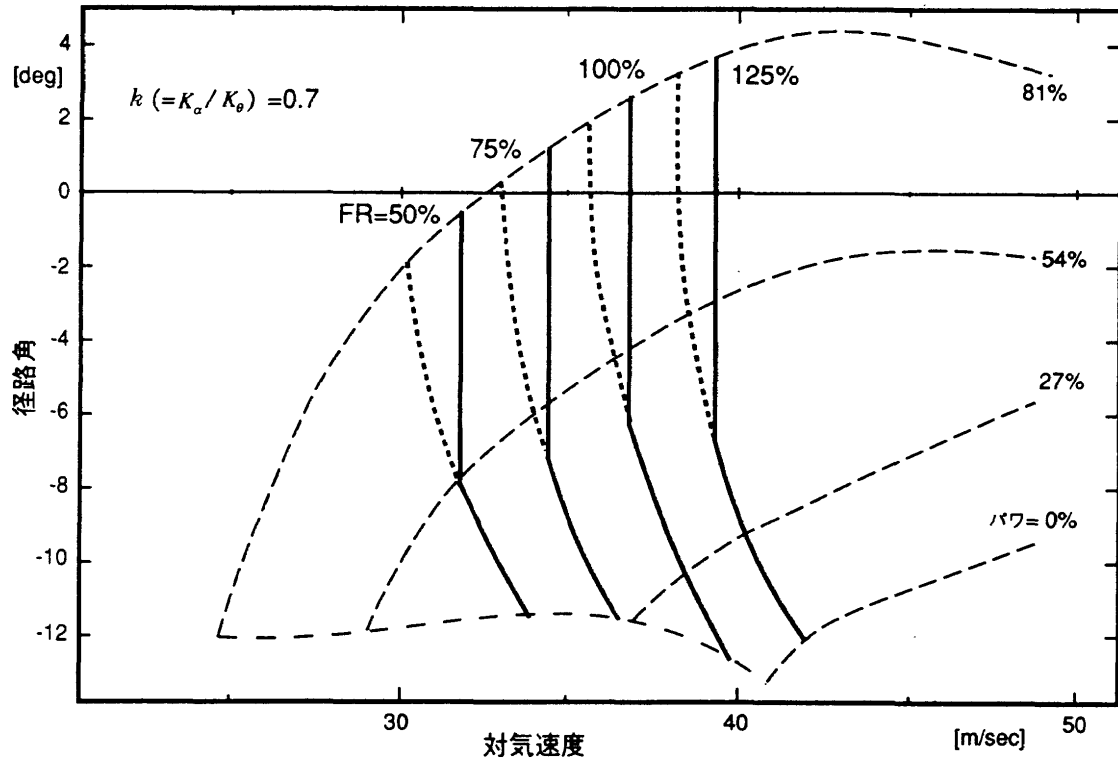


図 2.3 V- γ 線図上の FR 一定の軌跡 ($k=0.7$)

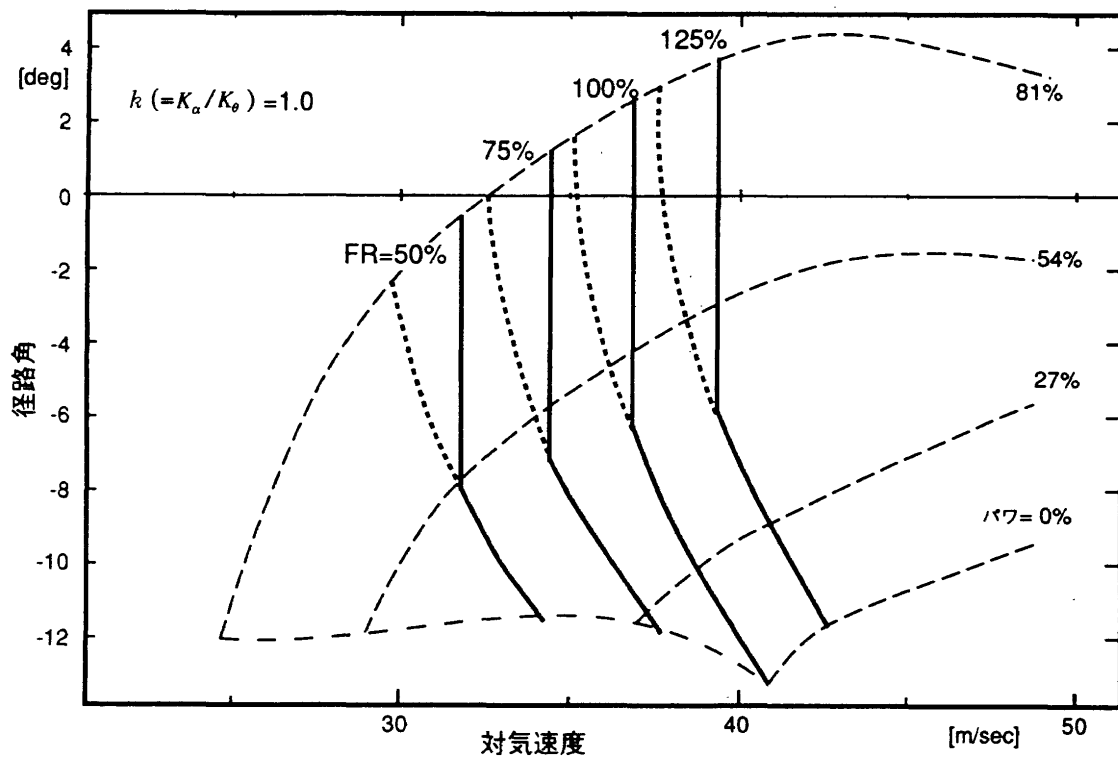


図 2.4 V- γ 線図上の FR 一定の軌跡 ($k=1.0$)

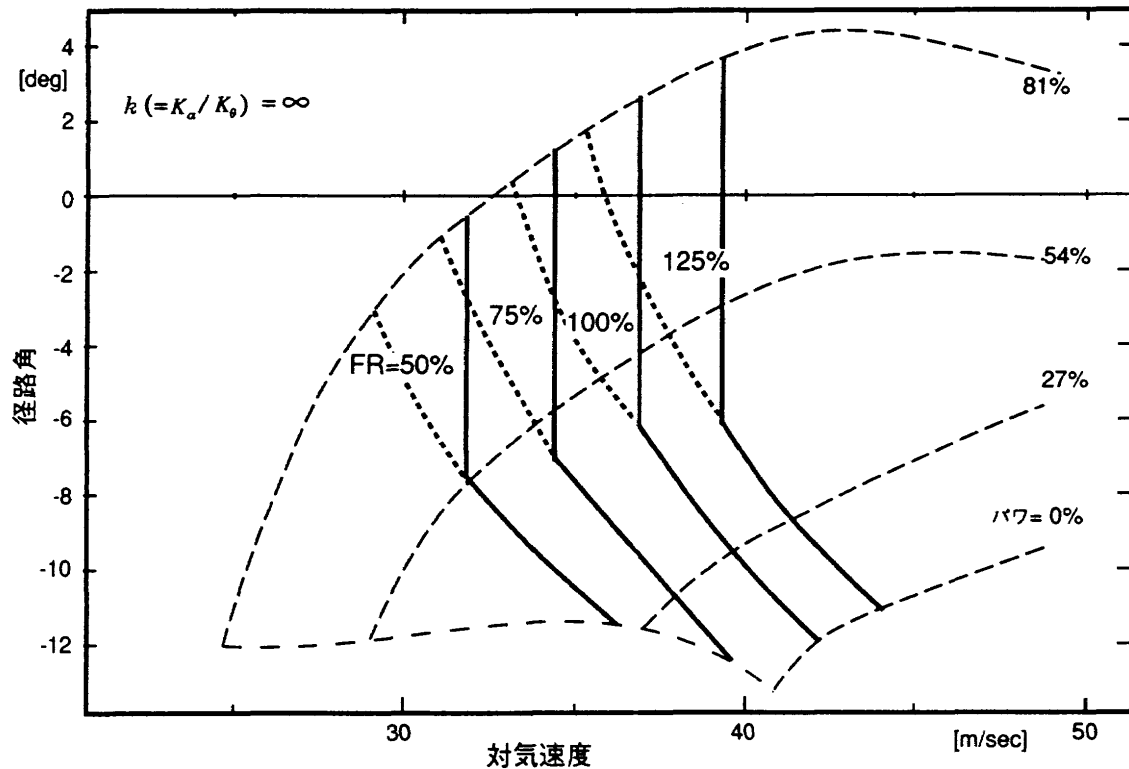


図 2.5 V- γ 線図上の FR 一定の軌跡 ($k=\infty$)

3. 飛行シミュレーション実験

3.1 飛行シミュレーションの目的

前章で検討した FR の表示方程式の確認と、併せて飛行評価に向けて表示フォーマットの仕様を設定する一ステップとして、飛行シミュレータを用いたパイロット評価実験を行った。飛行シミュレーション実験の目的は次の通りである。

- (1) 各種 FR の得失を明らかにして FR 指標の表示方式を設定する。
- (2) 提案する FR の FR_w 中の k の最適値を探る。
- (3) タービュレンスやガストの FR 表示に及ぼす影響を評価する。
- (4) u_m が制約になる領域における FR の安全余裕指標としての効果を評価する。

3.2 セットアップ

本実験では、「飛鳥」用飛行シミュレータ⁸⁻¹¹⁾(図3.1)を使用した。とくに、「飛鳥」の STOL 設計着陸形態(重量=36.8トン, USB フラップ=40°, 外フラップ=65°, エルロン BLC オン, 前縁 BLC オン, 脚下げ)を実験の対象とした。

フラップ下げ限界速度, 着陸滑走距離を規定する接地速度など種々の要因に対する安全指標が速度で表されていること, また, パイロットの従来の計器スキャニング・パタ

ーンとの整合を図ることを考慮すると, 安全余裕表示に対応する FR 計器は速度計の位置にあることが望ましい。このため, 既存の「飛鳥」用シミュレータの速度計(図3.2)をフライト・リファレンス表示装置とし, 次の改造を施して利用した。

(1) 既存のマーキングでは当該低速域のニードルの変化範囲が小さいため, 表示ゲインを 2 倍にすると共に, 対象とする速度域が計器の右側に来るようにゼロ位置を変更した(図3.3)。

(2) 既存の速度計には速度を示すニードル(白色)の他に, 速度制限を示すためのニードル型のバグ(黄色)がある。これらを利用して, ニードルが従来通り対気速度を, バグが FR を表示するようにした。図3.4 に示すように, ニードルの示す位置のスケールで速度を読み取ると共に, バグが FR=100% の位置を表し, これとニードルとの相対位置によって ΔFR を読み取ることができるようにした。この表示によって, 目標のバグにニードルを合わせるようにコラム操作することで FR の制御が可能となる。

(3) これらの針の駆動プログラムには表 2.1 の FR 表示方程式を組み込んだ。この FR 表示方程式には, 表 3.1 の係数を用いた。

この計器の動き方を図 3.5 に示す。例えば速度が一定で, パワ増加や下降風によって安全余裕が増加した場合, FR バグ(黄色; FR=100 [%])を示す)が小さい速度の方へ移動し, 元のままの速度ニードルとの相対的な角度により

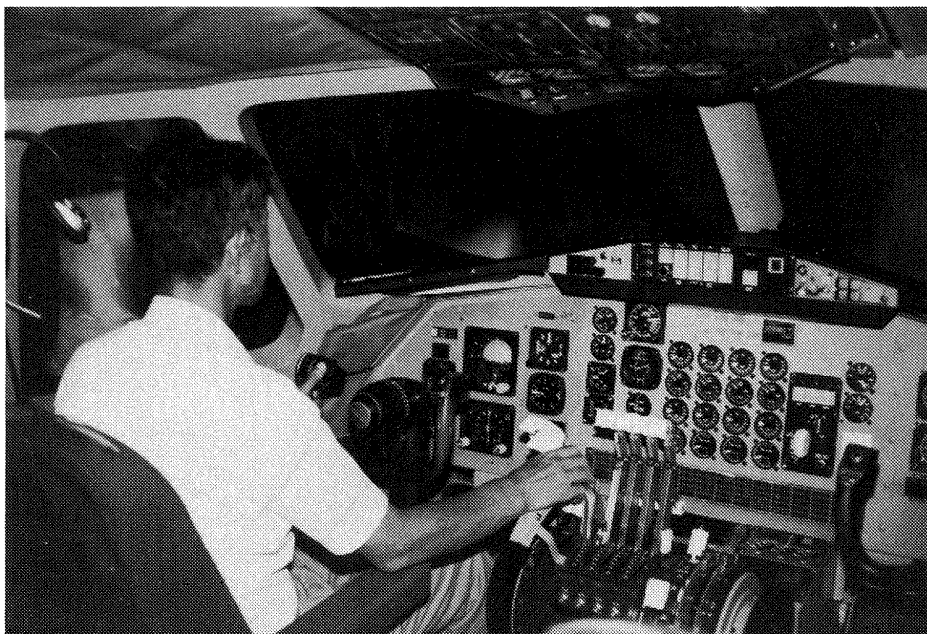


図 3.1 飛行シミュレータのコックピット風景



図 3.2 速度計の原形表示スケール

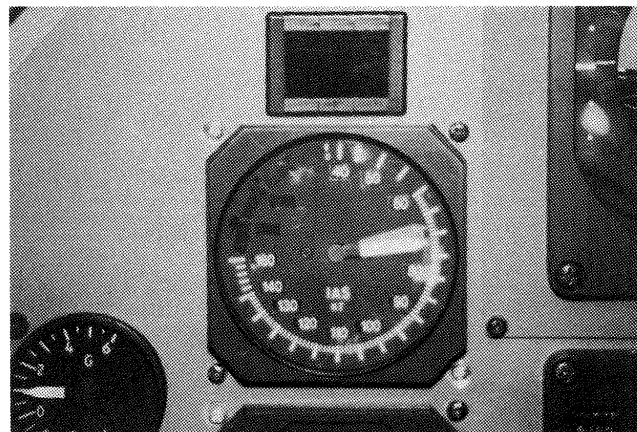


図 3.3 速度計の改修後の表示マケール

表 3.1 使用した微係数の値

係数	値	
X_u	-0.0325	[1/s]
X_w	0.1821	[1/s]
Z_u	-0.273	[1/s]
Z_w	-0.428	[1/s]
M_w	-0.001928	[1/ms]
Z_{δ_e}	-1.466	[m/s ²]
M_{δ_e}	-0.863	[m/s ²]
X_{δ_r}	0.512	[m/s ²]
Z_{δ_r}	-1.222	[m/s ²]
Z_w^\dagger (注)	-0.425	[m/s ²]
V_{app}	37.04	[m/s]

注) ここに、 $Z_w^\dagger = Z_w - \frac{Z_{\delta_e}}{M_{\delta_e}} M_w$ であり、付録Aの Z_w にはこの Z_w^\dagger を用いた。

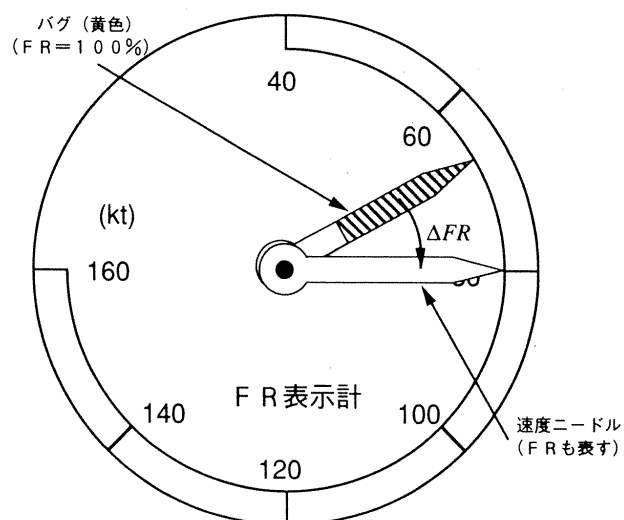


図 3.4 速度計を利用した FR 表示の方法

FR が大きくなったことを指し示す（図の a → b）。この FR バグの動きは、大きくなりすぎた FR 増加分を補償するためのコラム引きのキューを正しく表示する。一方、速度が一定で、パワ減少や上昇風によって安全余裕が減少した場合、FR バグが大きな速度の方へ移動する（図の a → b）。この FR バグと速度ニードルとなす角により減少した FR を補償するためのコラム押しのキューを正しく表示する。さらに、速度が変化しても FR が変わらない場合、FR バグと速度ニードルは同じだけ動き（図の a → c）、コラム操作のキューを発生しない。このように、パイロットは速

度の絶対値に関係なく速度ニードルで FR バグをトラッキングするようにコラムを操作すればよいことになる。

3.3 実験方法

(1) 実験実施要領

FR 計器に改造した速度計をシミュレータ・コックピットの左席（機長席）に装着した。左席の評価パイロットはまず、FR 表示の動きとシミュレータ特性に慣熟するため、通常のエアワークを行った後、滑走路手前延長線上からの進入飛行を実施した。実験のブロック線図を図 3.6 に示す。

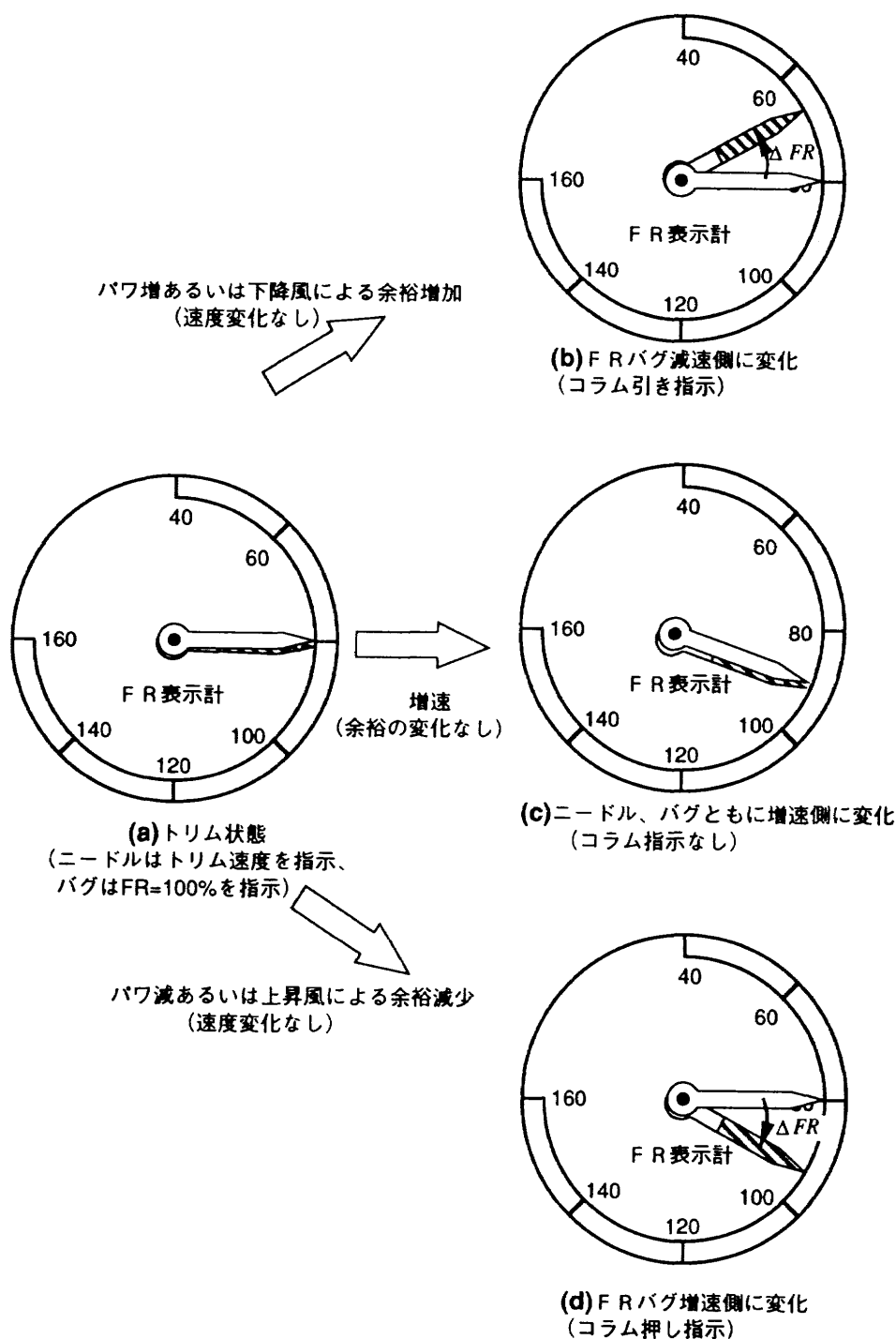


図 3.5 FR 表示の動き

主な実験条件は以下の通りである。

(a) 「飛鳥」の経験を有する航技研の研究パイロット2名が評価に参加した。

(b) 定常降下状態及び水平飛行 / グライドスロープ捕捉 / 降下進入の2種の飛行で評価するため、次の初期条件よりシミュレーションを開始した。

(i) $\gamma = -6^\circ$ $H = 610$ [m] (2000 [ft]) $DME = 8704$ [m] (4.7 [nm])

(ii) $\gamma = 0^\circ$ $H = 305$ [m] (1000 [ft]) $DME = 3704$ [m] (2.0 [nm])

(c) SCAS (操縦安定性増大装置)のうち、ピッチCWS及びFPC (飛行径路制御)モードを利用した。したがって、パワはFPCレバーで調節される。

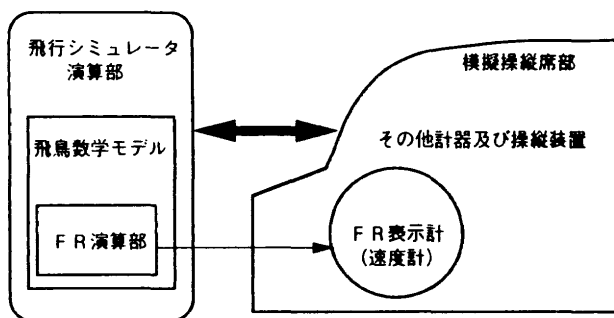


図3.6 飛行シミュレーション実験の構成

(d) 次の3種の風を加えた。

(i) $u_g (=5$ [m/s])

(ii) $w_g (=5$ [m/s])

(iii) タービュレンス;

ドライデン方式⁴⁾, 強さ (RMS) = 1.5 [m/s]

(e) 試験変数

この計器を用いた実験によって、 FR_u の有無の効果及び FR_w の α と θ の寄与分の比率 $k (= K_\alpha / K_\theta)$ の変化の影響を調べた。今回対象としたFR方程式を表3.2にまとめる。

表3.2 実験の対象とした表示方程式

種類	FR
1	FR_u
2	$\min(FR_u, FR_w) \quad (k = 0 \sim \infty)$
3	$FR_w \quad (k = 0 \sim \infty)$

ここに、 $k = K_\alpha / K_\theta$

$$FR_u = K_u (V - V_{min})$$

$$FR_w = K_\alpha (\alpha_{max} - \alpha) + K_\theta (\theta_0 - \theta)$$

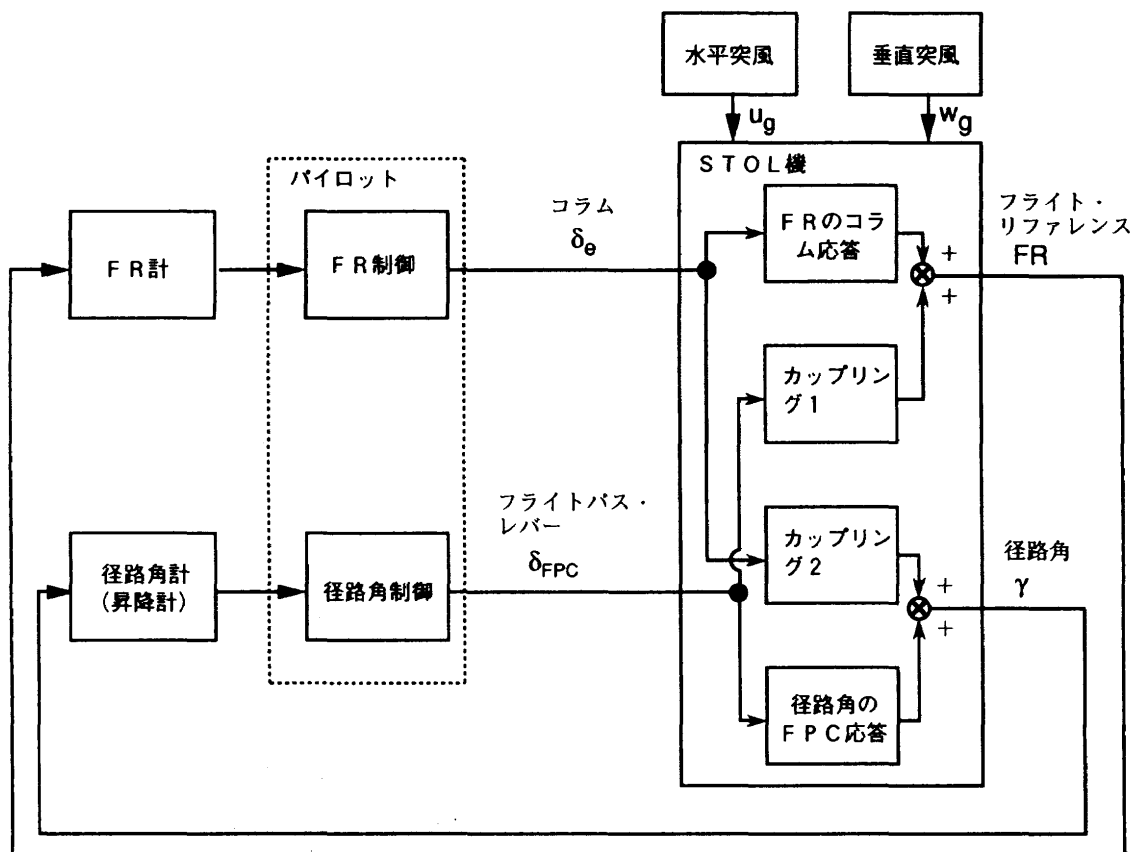


図3.7 STOL操縦方式

(2) 評価の方法

パワード・リフト STOL 機の着陸進入時の縦運動に関する操縦はいわゆる STOL 操縦方式となる。この場合の操縦は図 3.7 のように図式化される。この図より、操縦性に影響する要因はつぎの 8 項目であると考えられる。

- (a) w_g による FR の動き
- (b) w_g による r の動き
- (c) u_g による FR の動き

- (d) u_g による r の動き
- (e) コラムによる FR 修正の操縦性
- (f) コラムから r へのカップリング (図中のカップリング 2)
- (g) FPC から FR へのカップリング (図中のカップリング 1)
- (h) FPC による r 修正の操縦性

今回の実験は FR 表示を調べるためのものであるため、以

表 3.3 シミュレーション実験におけるパイロット評価のまとめ

k	w_g の影響	δ_{FPC} からのカップリング*	FR の制御性	その他のコメント
-				コラムで FR の保持可能 (A)
0	変化なし (A) なし (B)	小さい (A) なし (B)	普通 (B)	警報にならない (A)
0.2**	鈍感 (A)	小さい (A)		動きが小さい (A) 役立たない (B)
0.4	大変化なし (A)			
0.5	動き小 (A) かなり鈍感 (B)	少ない (A) 僅かにある (B)	容易 (A) 普通、問題なし (B)	操縦容易 (A) タービュレンスの読みとり可能 (B)
0.55**	普通 (A)	中程度 (A)	容易 (A)	
0.6**	見える (B)	目立たない (A) ある (B)	容易 (A) 良い (B)	動きが鈍い (A)
0.7	小さい (A) 普通 (B)	見える (A) 小 (B)	良い (B)	
0.75	よく見える (A)	許容できる (A)		体感と合致 (A)
0.8	よく見える (A) 普通 (B)	影響感じる (B)	修正量大 (A)	コラム操作多い (A) ワークロード高い (A)
0.9	少し敏感 (A)	強すぎる (A)		$k=0.8$ の方がずっと良い (A)
1.0**	少し敏感 (A) 敏感 (A) ある (B)	少し強い (A) 中程度 (B)	追従可能 (A) 普通 (A)	ワークロード大 (A) 不自然な動き (A)
2.0	普通 (B)	大きい (A) 中程度 (B)	普通 (B)	速度が大きく変化 (A) 動きが敏感 (A)
5.0	敏感 (A) 少し敏感 (B)	大きい (A) かなり大 (B)	普通 (B)	回復不能領域に入る (A) 径路制御との連動は困難 (B)
∞	普通 (A)	大きい (A) 大きい (B)	指標維持不能 (B)	コラムで制御できない (A)

*は $FR = FR_u$

**は $FR = \min(FR_u, FR_w)$ の場合で、 $FR_u > FR_w$ のときの評価を含む。

その他は $FR = FR_w$ のみである。

また、() 内の A、B は評価パイロットに対応する。

上の内 r に関わり、FR に直接関係のない(b), (d), (f), (h) は評価対象とはしない。また、 u_g は迎角余裕に大きく影響しないため、(c) を評価の対象から除外した。従って、今回パイロットが評価した項目は(a), (e) 及び(g) である。

これらの3つの評価項目について、パイロットは次の方法によって評価した。

(a) ステップ状に加えられた垂直ガストにより変化するFR 指示値に注目し、コラム操作によりそのFR の変動分を修正する。そして、この間の機体の動きとFR 表示の動きを評価する。

(e) タービュレンス中を進入飛行する時のコラム及びFPC によるFR の操縦性を評価する。

(g) 水平飛行から降下に移行する時のFPC 操作によって生じるFR 変化を評価する。

なお、以上のFR 特性に対するパイロット評価は縦の操縦のみに係わるため、横方向の特性は評価の対象から除外した。

3.4 実験結果

(1) 慣熟のためのエアワークを除き、93回の着陸進入飛行を繰り返した。この内、データを収録した試行は48回で前節の3項の評価項目を中心とするパイロット評価の要約を表3.3に示す。総合すると、 k は0.6~0.8程度が適当と思われる。

図3.8に、それぞれのFR 方程式における θ の変動の大きさを比較した。 θ の変動が相対的に小さいことは操縦の安定性が良いことを意味する。図から、 k が大きくなるに

伴って θ の変動が大きくなる傾向、すなわち、 θ の制御から α の制御に近づくほど制御が困難になることがうかがえる。 k が大きいときには、PIO 傾向により θ の変動のきわめて大きくなる例も示されている。

(2) 今回の実験において、 k が比較的大きい(α 寄与分が大きい) 場合で、パワが目標釣り合い状態のときよりも大きいとき、 FR_u 条件を考慮しないとFR を目標の100[%] に修正しようとして大きく低速領域に入り込んでしまう現象が生じた。これは、パワ操作とFR とのカップリングによる現象と考えられる。この理由は、図3.9に示すように、 $V-r$ 線図において目標釣合状態よりも高い r では、一般に目標釣合状態と同じ α の軌跡の方が、釣合状態と同じ θ の軌跡よりも低い速度側にあり、したがって、パワ操作により r を保ちつつコラムで α を目標に近づけようすると目標釣り合い状態の速度よりも低い速度になってしまうからである。即ち、 k が大きい場合、 r を保ちつつFR を制御しようすると速度の変動が大きくなってしまう傾向の生じることが確かめられた。

(3) FR_u 制約条件の有無の効果についてのパイロット・コメントによると、 u_m が制約になる領域で指標の動きが止まって見えることは好ましいとしている。安全確保のために FR_u の条件を付加する必要がある場合、本方式のように付加しても問題のないことが分かる。

3.5 まとめ

本シミュレーション実験の結果は次のようにまとめることができる。

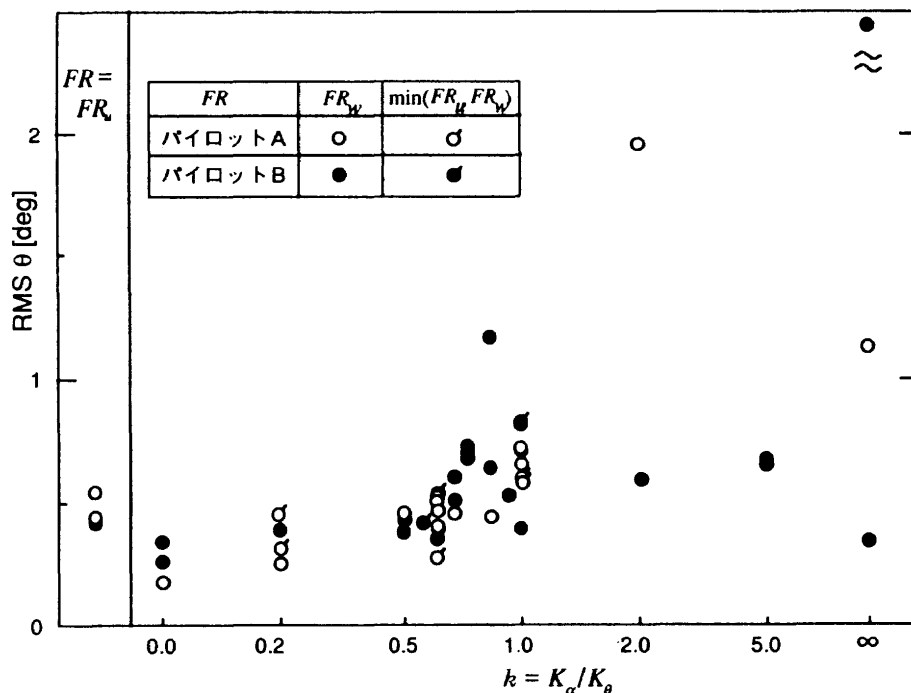


図3.8 FR方程式のパフォーマンスへの影響

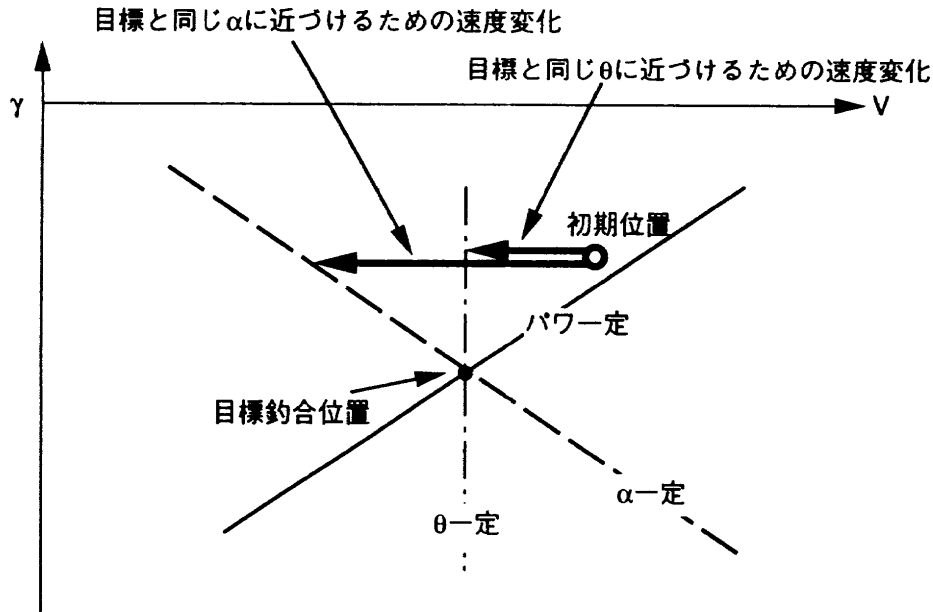


図 3.9 高迎角時の簡略化した V - γ 線図

(1) FR 表示方程式の設計の通り、迎角とピッチ角を混合する FR 表示方式は、安全余裕指標となるだけでなく、トラッキングの対象としても使用できる指標となることが確かめられた。

(2) FR の操縦性やパワ操作とのカップリング特性を考慮すると、混合比率は $k=0.6\sim 0.8$ が適当である。

(3) w_g やタービュレンスの大きさについては今回使用した程度で十分効果を評価できる。

(4) FR_k 条件は、「飛鳥」の飛行特性では、水平飛行のようにパワの大きい状態において指標がスケールに固定することが感じられるだけで、操縦性評価に特に大きな影響をもたらさなかった。

(5) 今回の FR 指標呈示方式では、FR 余裕 [%] を速度 [kt] に換算して速度計に組み込むことを試みたが、この方式は、違和感なく活用できることが分かった。

しかし、実際のタービュレンスの中での効果、とくに、体感覚（モーション・キュー）とのマッチングについては実機による評価で確認しなければならない。この点については、次章のインフライト・シミュレーション実験で記述する。

4. インフライト・シミュレーション実験

4.1 インフライト・シミュレーションの目的

FR 表示の要件は、ガストに対する正しいコントロール・キューを与え、かつ動きがスムーズで操作が容易なことである。本表示はとくにモーション・キューとのマッチングが重要である。このマッチングを確かめ、FR 表示方式の有効性を総合的に確認する手段は飛行実験以外にない。「飛鳥」は飛行実験を終了して使用できないため、航技研

のインフライト・シミュレータ (VSRA¹²⁾；母機はビーチクラフト式 65 型クインエア、図 4.1) に新たに開発した FR 計器を搭載し、「飛鳥」の STOL 形態の飛行を模擬することとした。この VSRA を用いると、線形近似の範囲でバック・サイド飛行を模擬することができる¹³⁾。VSRA により模擬した「飛鳥」の STOL 形態で、タービュレンス及びガストの影響下で実滑走路へ進入し、FR の表示機能を評価した。

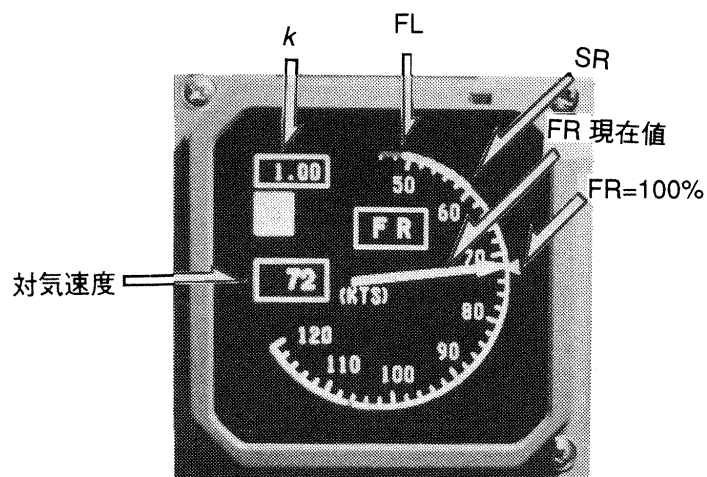
従って、本飛行実験の目的は、STOL 進入降下飛行の状態において、FR 計器の機能性能をタービュレンスの影響下で評価することである。また、同計器の改良点に関する示唆を得ることも目的とした。

4.2 セットアップ

飛行シミュレータ実験結果に基づき、新たに飛行実験用に FR 表示計器を開発した。表示器には $83[\text{mm}]\times 83[\text{mm}]$ の表示面を有するカラー液晶型計器を用いた。画面では、接地速度など安全指標が速度で表されることを考慮し、パイロットの従来の計器スキャニングパターンと合致させるため、FR 表示に速度スケールを併用し、速度の単位に換算した FR 指標が描画される (図 4.2)。この表示において、突風余裕が設計通りである状態を余裕=100[%]とし、その半分の 50% の位置を SR、余裕=0[%] の位置を FL として表示している。ここに、SR はサービス飛行エンベロップに、FL は許容飛行エンベロップに対応するものとした。計器上では、FL から SR まで (余裕が 0~50[%]) を黄色で、また、FL 以下 (余裕が 0[%] 以下) を赤でマーキングし、それぞれ注意及び警告の意味を持たせた。余裕の増減に伴う動きについては、シミュレーション実験で用いた表示と同

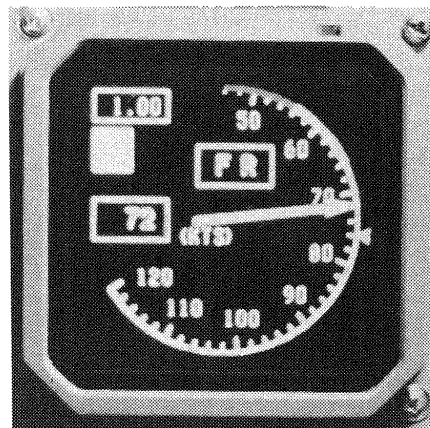
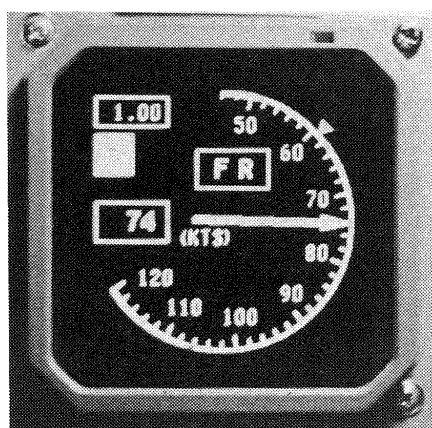


図 4.1 インフライト・シミュレータ (VSRA)



余裕増加

余裕減少

図 4.2 飛行実験用 FR 計器とその動き方 ($k=1.0$ の例)

様である。

FR 表示計器への信号入力は ARINC429仕様のシリアルデータである。入力信号仕様を表 4.1 に示す。ラップトップ型パーソナル・コンピュータを用いて製作した信号変換部(図 4.3)では、VSRA コンピュータからアナログ信号を受け取り、これを進入飛行時の「飛鳥」の状態量となるように補正して ARINC 仕様信号を生成する。飛行実験に

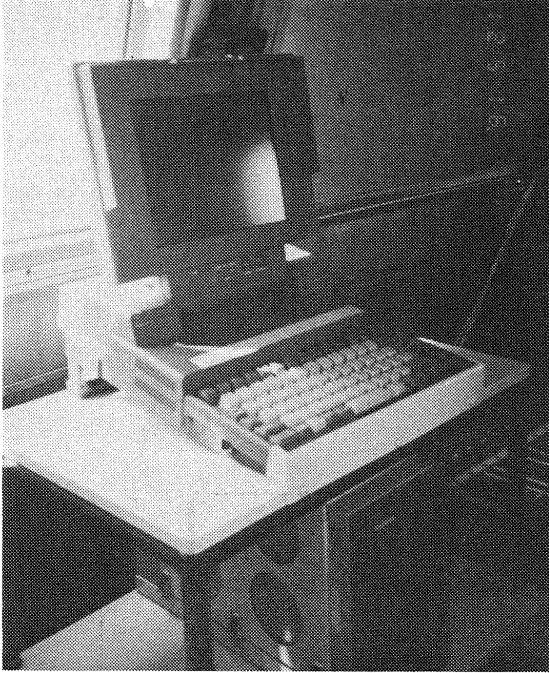


図 4.3 信号変換部

向けて、キャビンにこの信号変換部を追加装備すると共に、右席計器盤の速度計の下方に FR 計器を装備した(図 4.4)。表示計器及び関連システムの VSRA への搭載工事に引き続き、同機の VSRA システムと結合し、FR 計器の機能確認飛行試験を実施した。今回の飛行実験システムの概要を図 4.5 に示す。一連の試験飛行によって、VSRA(+DLC)と空中径路発生システム¹⁴⁾(GPC)を活用した「飛鳥」の模擬降下進入飛行の実現と、FR 表示が設計通りに作動して評価可能な状態であることの確認を完了した。試験では、FR 表示計器に関し、とくに次のことを実施した。

(1) 表示部が所期の通りに動作することから、VSRA コンピュータとの信号の接続及び表示部の製作が全て設計通りになされたことを確認した。

(2) 表示部の輝度は、その最大規格値である $342[\text{cd}/\text{m}^2]$ に設定した。この値はクインエア機の場合、機体の周囲が雲に囲まれて光が反射する場合には、やや輝度が不足気味であったが、通常時の使用では特に視認性に問題のないことを確認した。

(3) 次の方法によって VSRA コンピュータからの信号(表 4.1)を FR 計器システムに取り込んだ。VSRA (母機であるクインエア機)のトリム点と「飛鳥」のトリム点が図 4.6 に示すように異なるため、FR システムの計算機側でそれぞれの信号に対しバイアスを与えて補正した。また、アナログ信号ケーブル上に生じた約 $\pm 0.2[\text{V}]$ の雑音をカットするため、同信号ケーブルに時定数 $0.015[\text{sec}]$ の一次遅れフィルタを挿入した。さらに、表示の平滑化のため

表 4.1 FR 計器の入力信号

信号種類	単位
(1)対気速度 (V) *	[kt]
(2)ピッチ姿勢角 (θ) *	[deg]
(3)迎角 (α) *	[deg]
(4)最大迎角 (α_{max})	[deg]
(5)水平突風余裕 (u_m)	[kt]
(6)垂直突風余裕 (w_m)	[kt]
(7)最小飛行速度 (V_{min})	[kt]
(8) θ 変化による α 変化 ($(\frac{\partial \alpha}{\partial \theta})_{\delta_T = const}$)	[-]
(9)輝度	[volt]
(10)着陸進入時ピッチ姿勢角 (θ_{app})	[deg]
(11)着陸進入時迎角 (α_{app})	[deg]
(12)着陸進入時対気速度 (V_{app})	[deg]
(13)混合比率 (k)	[-]
(14)ディスプレイ信号 (u_g 制限、FR 表示、ARINC 信号ステータス)	[-]

注：1) * の信号は VSRA からのアナログ出力を信号源とし、その他の信号は実験前にキーボードから入力する。

2) 本文では速度関連信号の単位には $[\text{m}/\text{s}]$ を使用しているが、飛行実験では本表のように慣用単位である $[\text{kt}]$ を使用した。

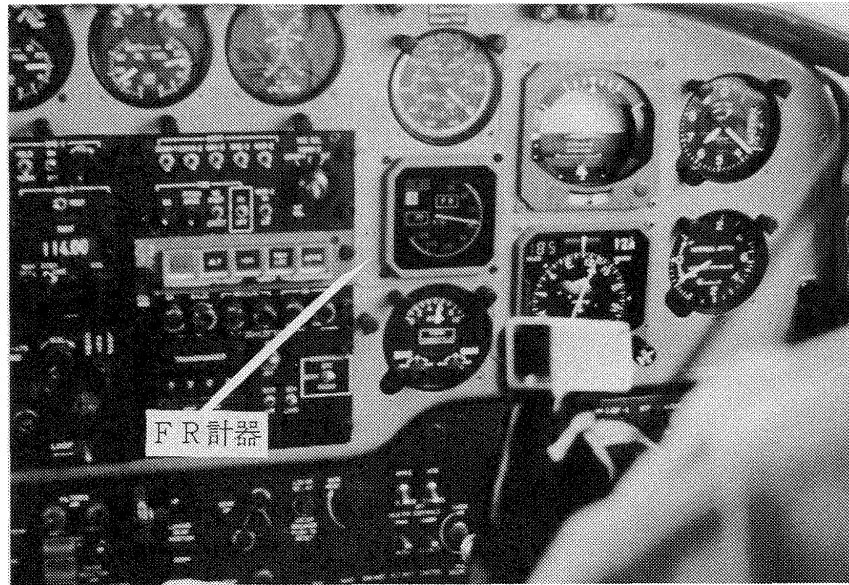


図 4.4 VSRA 計器板への FR 計器取り付け状態

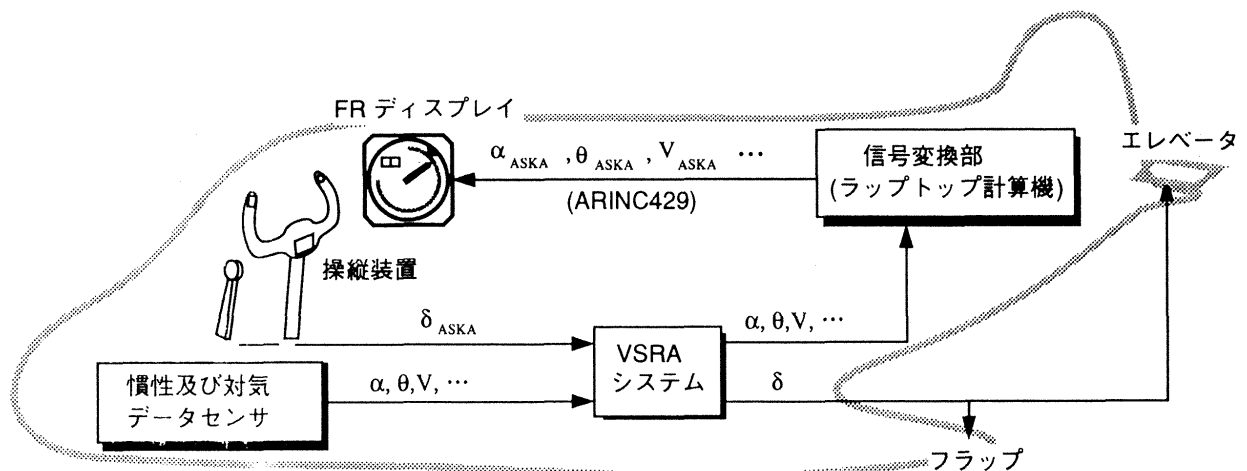


図 4.5 実験システム構成の概要

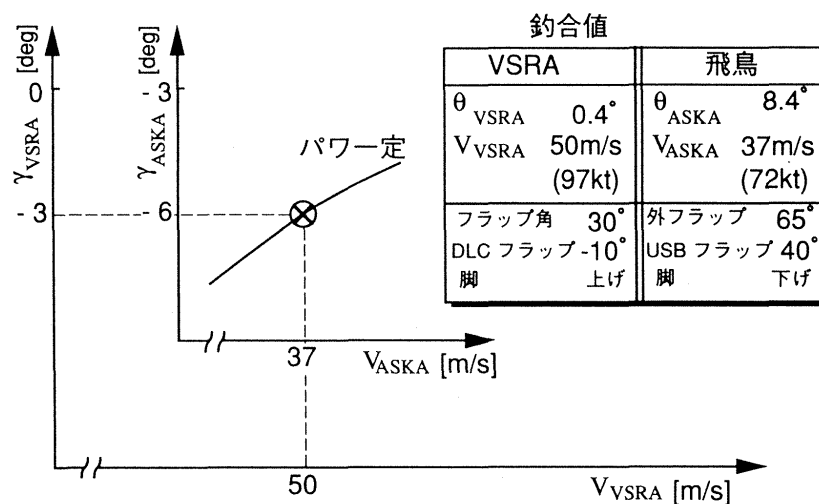


図 4.6 設計着陸形態の「飛鳥」と実際の VSRA のトリム値

に信号変換部においても θ 及び α には時定数 0.2[sec] のフィルタを、対気速度には時定数 0.5[sec] のフィルタを加えた。

(4) DLC フラップ作動下で VSRA システムを機能させ、その時の飛行情報を取り込んで FR 計が正常に動作していることを確認した。次に VSRA による STOL 設計着陸形態の模擬が妥当であることを確認した。なお、「飛鳥」はパワの立ち上がり特性を補うため、スポイラを用いた飛行径路制御装置 (FPC) を備えている。この装置の機能を計算により実現するには近似微分を要し、モデル化が困難である。元来、この近似微分は、エンジンパワの立ち上がりの遅れを補償して良好な径路応答特性を実現するために組み込まれたものであった。そこで、今回用いた FPC 操作に対する径路応答特性のモデルにおいては、エンジンパワの応答の持つ遅れ特性及びスポイラ制御機能として組み込まれた近似微分特性の両方を省略し、結果的に「飛鳥」と同等の応答特性が得られるようにした。さらに、FR 評価を容易にするため、モデルには実機よりも横方向の安定性が増加したものをを用いた。

4.3 飛行実験方法

飛行実験ではまず空中において、「飛鳥」の STOL 飛行を模擬して FR 表示機能を確認し、次に実滑走路へ着陸進入を行った。実着陸進入実験では、大島空港で PAPI を利用した有視界進入方式、および仙台空港の ILS を利用した模擬計器進入方式による進入着陸実験を行い、FR 計器の適合性を総合評価した。それぞれの実験の方法を以下に示す。

(1) 空中模擬進入実験

実着陸進入の予備実験として、GPC を用いて算出した模擬進入径路に従って、空中での模擬進入飛行を行った。模擬進入では、高度 2100[m] から対気速度 53.6[m/s]、径路角 -3° の状態で VSRA システムを起動し、模擬 ILS 信号に基づいて「飛鳥」の降下飛行状態を模擬した。この場合は通常大きなタービュレンスが発生することはまれなため、主に FR 表示の操縦性及びパワの影響の評価が中心となった。

実着陸進入飛行実験で評価する混合比率 k は、飛行安全の観点から、そのときの FR の操縦性が適切な範囲にあることを予め確認しておく必要がある。また、限られた実験回数で結果を得るため、 k の変化範囲を絞って実験の効率化を図る必要がある。このため、空中模擬進入実験において k を広く変化させて表示特性を評価した。

(2) 実着陸進入実験

着陸進入飛行による評価実験の目的は、有視界及び ILS による STOL 進入降下飛行状態において、FR 計器の機能性能を、タービュレンスの影響下で評価することである。

空中模擬進入実験の結果に基づき、混合比率 k を 0.5, 1.0, 及び 2.0 の 3 通りに絞り込み、また、模擬飛行形態への移行手順及び実着陸進入時の故障対処などの緊急手順を確立した後、実際の滑走路への進入を行った。有視界方式の進入飛行は大島空港において実施し (図 4.7)、ILS 進入飛行は仙台空港において実施した。有視界方式進入では主に地上の径路指標 (PAPI) をキューとした径路制御と FR 計器を用いた安全余裕の制御を行い、地形性タービュレンスの影響下で FR 計器による安全余裕を確認するタスクの妥当性を評価した。ILS 進入では ADI に指示される GS と LOC 偏差及び FR 計器を利用した進入飛行で評価を行った。

実験のセットアップは空中模擬進入実験の場合と同じであり、計器作動の特徴を読み取り易くするため、水平突風余裕が制約となる FR_u 条件を解除して表示した。STOL 進入形態をモデルとし、DLC フラップ作動範囲を確保するため、滑走路より約 10[km] 遠方から進入を開始し、安定した定常降下状態となってから VSRA システムを起動した (図 4.8)。

以上の飛行実験では、主として次の記録を行った。

- (1) 評価中及び飛行後のパイロット・コメント及びクーパー・ハーバー評価表¹⁵⁾に基づくパイロット評価
- (2) デジタル飛行記録及び実験モニタ用ペン書き時間記録

4.4 実験結果と検討

実験で実施した飛行と着陸進入試行の一覧を表 4.2 に示

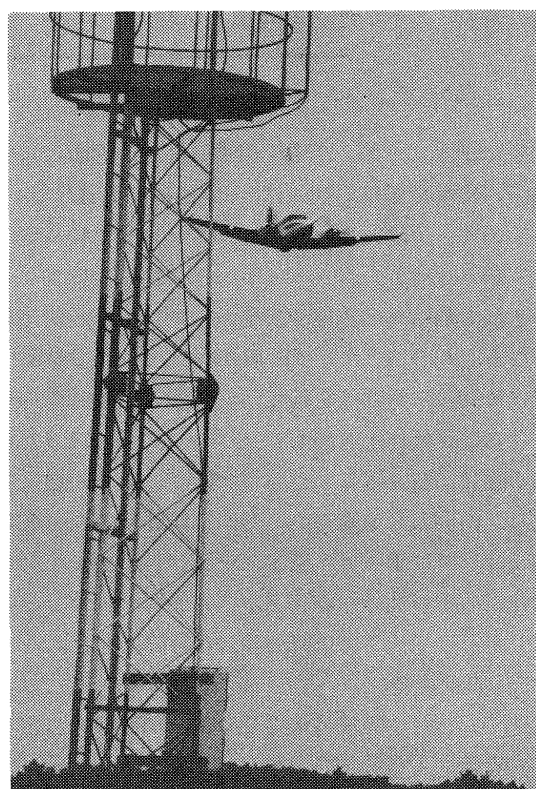


図 4.7 大島空港での飛行実験風景

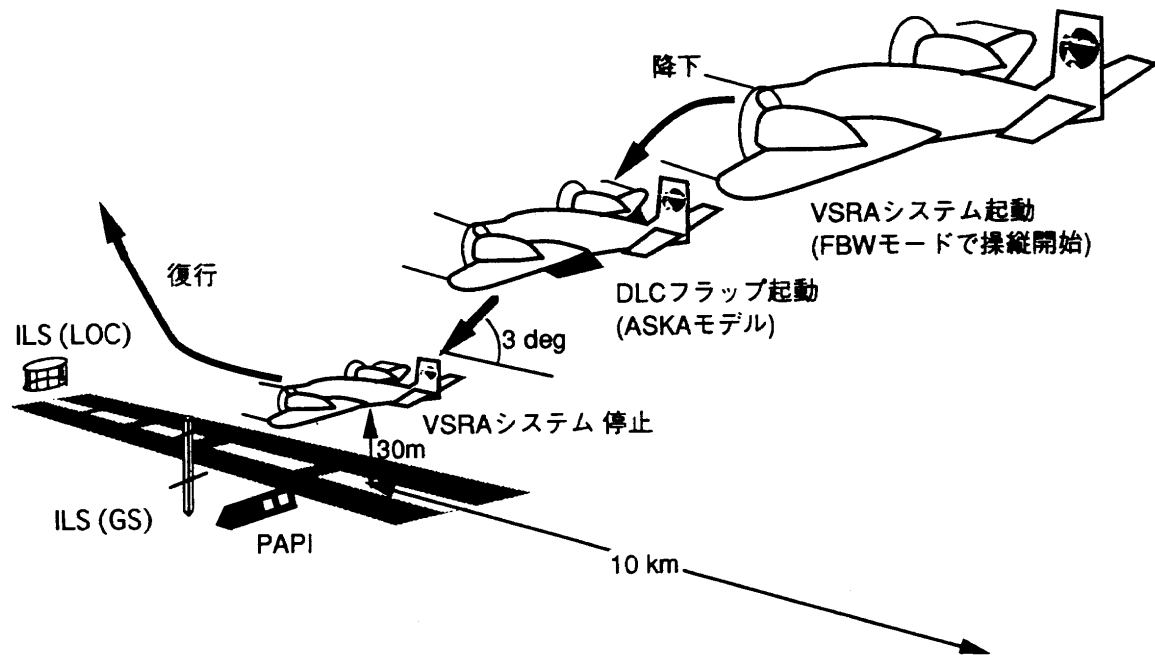


図 4.8 実着陸進入実験の概要

表 4.2 実験試行の一覧

実験内容	飛行回数	進入降下回数
FR計器領収確認、信号調整、 STOLモデル確認、空中模擬進入準備	11	—
空中模擬着陸実験	3	15
有視界着陸進入実験	8	30
ILS着陸進入実験	3	12

す。同表に示すように、空中模擬進入実験の回数は15回である一方、実滑走路への進入は合計42回（内、ILS 進入は12回）である。実進入飛行は、シミュレータ実験や空中模擬進入実験と比べて、タービュレンスの性質だけでなく、より精密な滑走路への誘導や安全余裕の維持を必要とする点で異なる。このことが、FR 値を保持する際の操縦性や表示方式に異なった評価を与えた。今回の実験で得られたパイロットの評価結果（図4.9）やコメント（表4.3）、時間記録（図10、11）等により得られた点は以下の通りである。但し、模擬 ILS 進入については、実験時の強い季節性タービュレンスによって VSRA の模擬性能限界近くで実施されたため一貫性のある評価が得られなかった。このため、ILS 進入のデータは以降の検討から除外した。

(1) FR 表示機能について

(a) シミュレータ実験の結果では0.6~0.8が適当とされたが、実着陸進入飛行時の評価では、 $k=0.5\sim1.0$ で大差なくFRとして有効に使用できた。

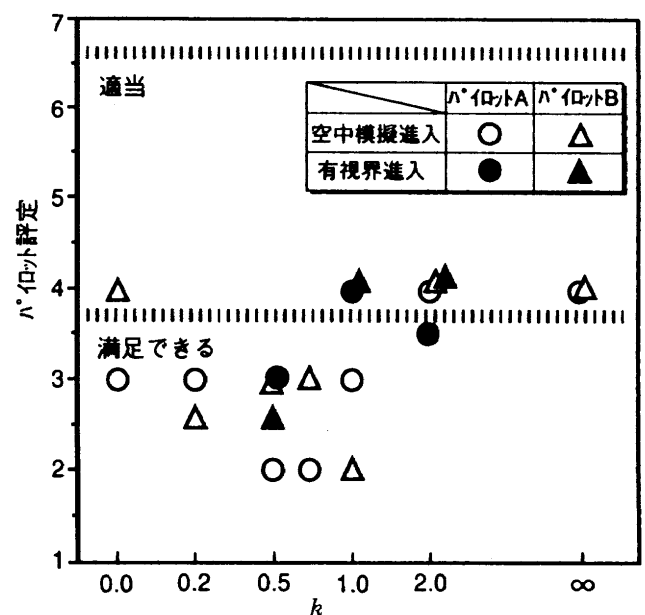


図 4.9 パイロット評価のまとめ

表 4.3 飛行実験におけるパイロット評価のまとめ

飛行形態	k	FRの制御性	ガスト、FPC 応答
空中模擬着陸	0.0	応答が早すぎる(B)	小さすぎる(B) モーションと合致しない(B)
	0.2 ～ 0.7	良い(A,B)	かすか(A) マイルド(B) $k=1.0$ より少ない(B)
	1.0	良い(A) ワークロードなし、容易(B)	モーション・キューと合致(B)
	2.0 ～	トラッキングが鈍い(A) 可能だが敏感すぎる(B)	勝手に動く(B) タービュレンスで動く(B) 敏感すぎる(B)
有視界着陸進入	0.5	操縦応答良好(A) トラッキング可能(B)	より少ないパワー応答(A,B)
	1.0	操縦容易(A) トラッキング困難(B)	よりよい応答(A) パワーの影響を感じる(B)
	2.0	$k=1.0$ よりも悪い(A)	敏感すぎる(B) 勝手に動く(B)
その他のコメント 「空中模擬では判らなかったが、有視界進入で横制御の効きの悪いことがわかった。」(有視界着陸進入では、エルロン ¹⁾ の効きを1.5倍に増やすことによって横制御の効きを改善した。) 「バグとニードルの動きにノイズがあり、評価が困難である。」(平滑フィルタの時定数を実験の最終段階で大きくした結果、評価の困難さが改善された。) 「安全余裕の程度を量的に確認しようとするれば、読みとるために注視する必要があった。」			

注：() 内のA、Bは評価パイロットに対応する。

(b) しかし、図4.9の $k=1.0$ における評価では、空中模擬進入に比べて実着陸進入の方が評価が悪くなった。これは、実際の進入のほうが操縦性を重視していることに対応する。とくに、 $k=0.5$ の方が、シミュレータ実験と同様に操縦性の観点、及びバグと針の動きの方向が一致することからより適当とされた。

(c) シミュレータ実験では明確ではなかったが、混合比率が小さい場合 ($k=0.3$ 以下) のタービュレンスによる表示の変化が小さく、モーション・キューとの対応が明確でなくなることが指摘された。

(d) 水平突風余裕に基づくFR (FR_u) 表示の効果の評価は空中模擬進入においてのみ評価した。 FR_u を付加すると、付加しない場合に比べて操縦性が向上することが判ったが、今回の設定条件では、 FR_u の条件がなくても十分FRとして用いることができるとされた。

(e) 図4.12にまとめられたパフォーマンスによると、空中模擬進入では主に k に依存して変化したが、実進入では

0.5から2.0までの k による差がそれほど明確でなかった。しかし、 $k=0.5$ の方が、シミュレータ実験と同様に操縦性及び目標のバグと針の動きの方向が一致することなどからより良いとされた。

(f) 大島の地形性タービュレンスとガストの中では表示の変動が大きく見づらいことがあったが、 V と α の平滑化フィルタの時定数を共に1.0[sec]と大きくすることで表示が安定し、操縦性が向上した。

(g) 径路制御のカップリングの影響は k が1.0以上の場合には明らかであったが、本実験条件ではタービュレンスの方が表示に大きく影響した。

(2) 実験方法に関して

(a) 「飛鳥」特性をモデルとして組み込むに当たり、スポイラを駆動する制御特性に含まれる近似微分を模擬することが困難であった。このため、機の応答特性のうちのエンジンパワーの立ち上がりの遅れ及びスポイラ制御の近似微分の両方を省略して「飛鳥」の径路制御特性を近似し、良

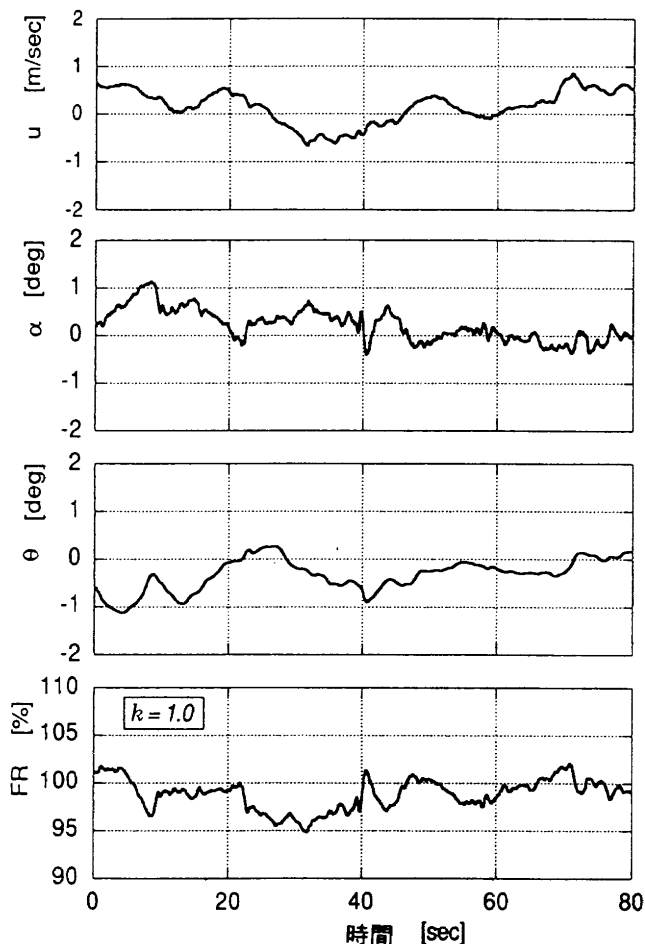


図4.10 空中模擬進入時の時間記録例

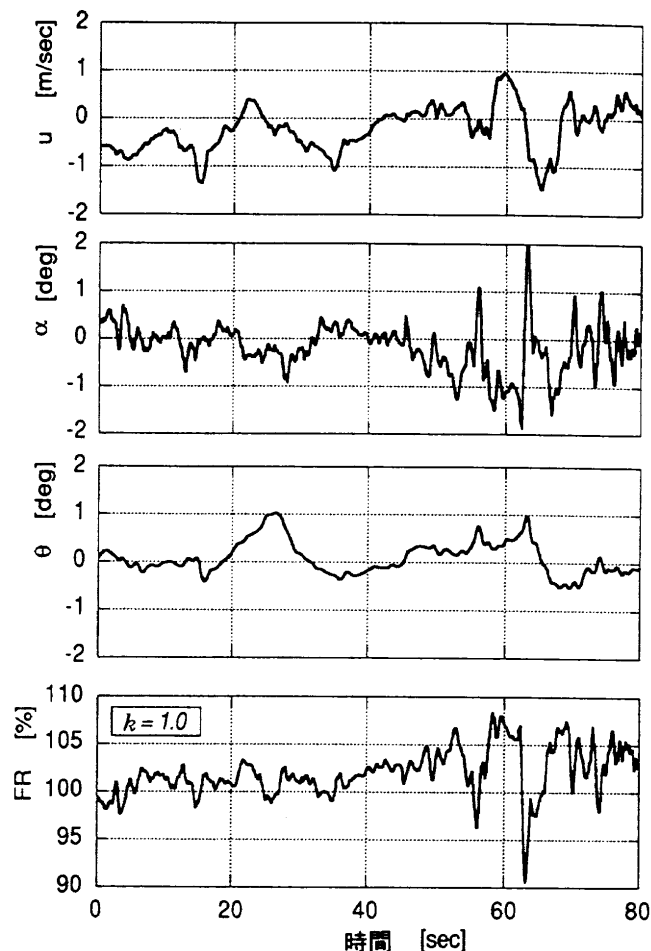


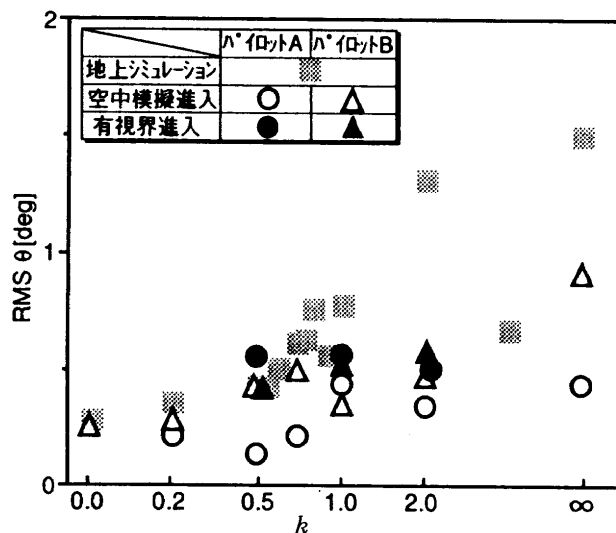
図4.11 実着陸進入時の時間記録例

好な経路制御特性を実現した。

(b) DLC による経路変更能力は USB 型 STOL 機を模擬するには不十分であったが、降下状態になった後に DLC をエンゲージする操作手順を用いることにより、実験遂行に必要な経路変更能力を確保した。

(c) 空中模擬進入と地上近辺での実進入との間で操縦性に対する評価が異なり、実進入では横の舵効きが悪い傾向がみられた。このため、実進入ではモデルの横の操縦効きを 1.5 倍に大きくして操縦性を改善した。この現象は、滑走路付近では外部視界情報（地表物標）によって自機的位置や運動を把握できること、また、タービュレンスの大きさや特性が上空とは大きく違っていることによって生じたものと思われる。空中模擬進入時には図4.10に例示されるように迎角の変化が比較的小さいが、実着陸進入時には図4.11に例示されるように地形性乱流により急激な迎角の変化に遭遇した。計測データの対気速度の RMS で表された変動は、模擬進入の平均で 1.0 [m/s]、実着陸進入の平均で 1.5 [m/s] であり、その差は 99% 以上の信頼度で有意であった。

さらに、図4.12の様々な k におけるパフォーマンスの比較で、地上シミュレーション、空中模擬進入、実着陸進入



注：各点はそれぞれの試行の平均値を表す。

図4.12 k のパフォーマンスに及ぼす影響のまとめ

すべて同様の傾向を示しているが、実機飛行の方が縦揺れ姿勢角のばらつきが小さくなっている。このことは、実機飛行、とくに実際の着陸進入の方が機体姿勢の制御に重点が置かれたことを意味すると思われる。この違いは、地上

シミュレーションと空中模擬進入では主としてモーション・キューの相違の影響により生じたと考えられる。また、空中模擬進入と実着陸進入では主として外部視界情報の相違が影響するため、地上シミュレーション、空中模擬進入、実着陸進入の順で実験の忠実度が高くなっていると考えられる。以上より、VSRAを用いて地上近辺で評価することは、実運用に近い飛行を模擬する手法として最も有効であったといえる。

(3) 表示方式全般について

(a) 上下風の安全余裕に与える影響について、今回 FR で与えた安全余裕は上昇風によってクリティカルになるとした。一方、運用時の安全余裕は、障害物、対地速度など地上との関係で決められるものであるため、下降風がクリティカルになることもある。この点については、安全余裕に関わるより総合的な設計基準を検討する中で、引き続き検討しなければならない。

(b) FR は頻繁にトラッキングする対象ではないので、ポインター表示型よりも幅のあるバンド型で表すことなど今後の表示改善の方向が指摘された。

(c) 元来バグは従来のリファレンス速度のように一定値の方が望ましいが、FR 表示は状態によって変化する。パワ喪失時のフライト・リファレンスの表示方式とも関連して、従来のバグとは異なった使い方となる。この観点から、FR をフライト・ディレクタのピッチ・コマンドとして活用することの可能性も指摘された。また、本 FR 計器は個別計器であり、ヘッドダウン状態で計器をスキャニングする場合を想定したものである。これを、HUD などの統合計器へ組み込み、外部視界を目視しつつ FR を読み取る方式にすることにより、一層効果的な安全余裕の呈示が可能になるものと考ええる。

これらのコメントは、今後の FR 表示を活用するに当たって、電子式の統合飛行表示装置の中へ組み込む方式を示唆するものである。

5. 結 論

パワード・リフト STOL 機の低速進入着陸時に利用できるフライト・リファレンスについて、迎角とピッチ角の線形和を速度と組み合わせる表示方式を中心に、飛行シミュレータを活用して評価した。次に、FR 計器を試作し、これを用いた進入飛行実験を実施した。そして、有視界飛行時のパイロットの評価により、地形性タービュレンスやガストの中で本表示方式が FR 計として有効に使用できること、その表示方式の変数（迎角と姿勢角）に適当な混合比率のあることを確認できた。今回の飛行実験では VSRA を利用することにより、「飛鳥」の実運用に近い飛行のインフライト・シミュレーションを行っており、パイロットの評価は現実の緊張感をもって得られたものである。今後の

安全余裕表示に関して、パワ喪失時の安全余裕の変化をフライト・リファレンス上に表示する方式の検討、及び表示を一層統合化して表示フォーマットの改良を図ること等が課題である。

本研究の遂行に当たり、FR 計器の開発では日本航空電子工業(株)、(株)東芝の協力を、また実験機改修には(株)ジャムコの協力を得た。飛行許可に当たっては運輸省東京航空局仙台空港事務所、および東京都大島空港管理事務所の協力を得た。関係各位に謝意を表する。また、飛行シミュレーション実験用プログラムの取り扱い及び FR を用いた場合の「飛鳥」の操縦性の検討について当所飛行実験部坂東俊夫部長から助言を得たこと、実験の遂行に当たり制御部飛行シミュレーション研究室及び飛行実験部飛行課の協力を得たことを付記する。

文 献

- 1) STOL プロジェクト推進本部機体技術開発室：低騒音 STOL 実験機機体開発総合報告書，航空宇宙技術研究所報告，TR-1223 (1994)。
- 2) Scott, B. C., Hynes, C. S., Martin, P. W. and Bryder, R. B. : Progress toward Development of Civil Airworthiness Criteria for Powered-Lift Aircraft, FAA-RD-76-100, NASA TM X-73,124 (1976)。
- 3) Heffley, R. L. and Jewell, W. F. : Study of a Safety Margin System for Powered-Lift STOL Aircraft, NASA CR-152139 (1978)。
- 4) Anon. : Military Specification Flying Qualities of Piloted Airplanes, MIL-F-8785C (1980)。
- 5) Anon. : Interim Airworthiness Criteria Powered-Lift Transport Category Aircraft, Dept. of Transportation, FAA (1986)。
- 6) Heffley, R. K., Stapleford, R. L. and Rumold, R. C. : Airworthiness Criteria Development for Powered-Lift Aircraft, NASA CR-2791 (1977)。
- 7) 川原他：STOL 機運用表示システムの評価試験，第 27 回飛行機シンポジウム講演集 (1987) pp.664-667。
- 8) 川原他：飛行シミュレーション試験設備，モーション模擬装置の構成及び機能性能，航技研資料 TM-575 (1987)。
- 9) 川原他：飛行シミュレーション試験設備，模擬操縦席装置の構成及び機能性能，航技研資料 TM-577 (1987)。
- 10) 若色他：飛行シミュレーション試験設備，視界模擬装置の構成及び機能性能，航技研資料 TM-581 (1988)。
- 11) 坂東，渡辺：汎用飛行シミュレーション・プログラム (FSPK-I) 第 1 部：プログラムの内容，航技研報告 TR-702 (1982)。

- 12) Komoda, M., Kawahata, N., Tsukano, Y. and Ono, T.: VSRA In-Flight Simulator-Its Evaluation and Applications, AIAA Paper 88-4605 (1988).
- 13) Tsukano, Y., Kawahata, N., Komoda, M. and Inagaki, T.: In-Flight Simulation of Backside Operating Models Using Direct Lift Controller, SAE TP-912069 (1991).
- 14) 小野, 古茂田, 川幡, 塚野: 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, 航空宇宙技術研究所報告, TR-908 (1986).
- 15) Cooper, G. E. and Harper, R. P. Jr.: The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities, NASA TN D-5153 (1969).

付録 A FR 検討のための STOL 機の線形運動方程式

一般の航空機の縦の線形化された運動方程式において、次の仮定の下に径路及び速度に関する簡単化された運動方程式が得られる。

- (1) $X_u, X_w, X_\delta, Z_u, Z_w, Z_\delta, U_0$ 以外の係数の影響が無視できるほど小さい。
- (2) ピッチングモーメントが昇降舵により常にはば釣り合わされている。

この場合、運動方程式は次式で表される。

$$\begin{bmatrix} s-X_u & -X_w \\ -Z_u & s-Z_w \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_a \\ w_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -g & X_{\delta_T} \\ 0 & Z_{\delta_T} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \delta_T \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -s & 0 \\ 0 & -s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_g \\ w_g \end{bmatrix} \quad (\text{a.1})$$

ここに、

$$u_a = u - u_g \quad (\text{a.2})$$

$$w_a = w - w_g \quad (\text{a.3})$$

(a.1) 式よりコラム操作すなわち θ 変化後の α 及び u の定常値を求める。機体が釣り合っているとき、(a.1) 式より以下の式が得られる。

$$\begin{bmatrix} -X_u & -X_w \\ -Z_u & -Z_w \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_a \\ w_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -g & X_{\delta_T} \\ 0 & Z_{\delta_T} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \delta_T \end{bmatrix} \quad (\text{a.4})$$

δ_T が変化しない場合には、上式を用いて次式が得られる。

$$\left(\frac{\partial u_a}{\partial \theta} \right)_{\delta_T = \text{const}} = \frac{g Z_w}{X_u Z_w - Z_u X_w} \quad (\text{a.5})$$

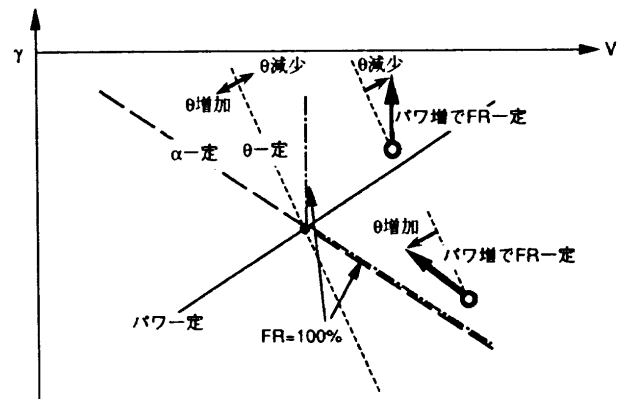
$$\left(\frac{\partial w_a}{\partial \theta} \right)_{\delta_T = \text{const}} = \frac{-g Z_u}{X_u Z_w - Z_u X_w} \quad (\text{a.6})$$

$w_a = U_0 (\alpha_a - \alpha_0)$ を代入して、

$$\left(\frac{\partial \alpha_a}{\partial \theta} \right)_{\delta_T = \text{const}} = \frac{1}{U_0} \frac{-g Z_u}{X_u Z_w - Z_u X_w} \quad (\text{a.7})$$

付録 B r - θ カップリングの逆転について

パワの増減によって生じる FR の増減は、高パワ領域と低パワ領域とは方向が逆転する。これを、文献 3) で対象とした航空機の V - r 線図を模式的に表現した付図 B.1 で説明する。この図に示すように、 FR_u 条件を考慮した場合、パワの大きいとき (u_m の条件が効くとき) はパワを増加して径路を浅くし、かつ FR を一定に保つためには θ を小さくする (コラムを押し) 必要がある。一方、パワの小さいとき (w_m の条件が効くとき) はパワ増加で径路を浅くし、かつ FR を一定に保つためには逆に θ を大きくする (コラムを引く) 必要がある。すなわち、径路角を変更する際に、FR を一定に保つためのコラム操作がそのときのパワの大きさによって逆転する現象が発生する。これを r - θ カップリングの逆転と称している³⁾。



付図 b.1 パワが FR に及ぼすカップリングの逆転現象

航空宇宙技術研究所報告1251号

平成6年10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