

UDC 681.335 :
629.735.33.017.2.

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-201

中型輸送機のフライト・シミュレーション試験

(1) 安定操縦性の検討

堀 川 勇 壮・森 幹 彦・川 原 靖 弘

1971 年 4 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-170	JR エンジン燃焼器に起きた振動燃焼	1970年 2 月	鈴木邦男, 石井浅五郎 山中国雅
TM-171	缶形燃焼器(低圧低温系)試験設備による航空計器の氷結(着氷)試験	1970年 3 月	鈴木邦男, 相波哲朗 本間幸吉, 服部宜夫
TM-172	自動追尾型風向風速測定器	1970年 3 月	川幡長勝, 中谷輝臣
TM-173	FA-200改機の動安定微係数	1975年 3 月	遠藤 浩, 林 良生 海老沼幸成, 中谷輝臣
TM-174	遷音速風洞動安定測定装置の構造と作動	1970年 4 月	小橋安次郎, 河野長正 西 武徳, 宮沢政文
TM-175	NAL-16・31D 型ロケットの研究試作	1970年 5 月	五代富文, 近藤洋史 中井暎一, 田畑浄治
TM-176	非対称自由流線の一計算法	1970年 5 月	高橋 侔
TM-177	小型固体ロケットモータの振動燃焼実験 —パルス法による中周波振動燃焼の研究—	1970年 5 月	五代富文, 伊勢克弥 西村久男, 湯沢克宜 柴藤羊二
TM-178	大型低速風洞動安定微係数測定装置	1970年 5 月	広岡貫一, 遠藤 浩 戸田亘洋, 岡部祐二郎
TM-179	風洞天秤の試作	1970年 5 月	金成正好, 北出大三
TM-180	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定(II) —レーザのドップラ効果を利用する方法	1970年 5 月	相波哲朗
TM-181	航空機の乗り心地について	1970年 6 月	幸尾治朗
TM-182	排気系障害板の模型実験	1970年 9 月	田辺義一
TM-183	ロケット模型の大型低速風洞試験	1970年 9 月	近藤洋史, 高橋 宏 桑野尚明
TM-184	金属線へ衝突する液滴の現象	1970年 9 月	田丸 卓, 乙幡安雄
TM-185	推進エンジン用空気取入口の予備実験	1970年 9 月	近藤 博, 石賀保正
TM-186	NAL-25・31 型ロケットの試作と飛ばし試験	1970年11月	宇宙研究グループ
TM-187	推力300kg シンバル液体ロケットエンジンの揺動特性(I)	1970年11月	橘崎哲二, 中野富雄 橋本亮平, 竹花真一郎
TM-188	自由飛行模型 FFM-10の空力微係数におよぼす機体弾性変形の影響について	1970年11月	河崎俊夫, 河本 厳 戸田 勸
TM-189	燃料蒸発管に関する研究(III) —管内の燃料・空気二相流への熱伝達—	1970年12月	田丸 卓, 乙幡安雄 鈴木邦男
TM-191	大型電子計算機プログラム・ライブラリ	1970年12月	戸川隼人, 磯部俊夫
TM-192	極超音速風洞M9 ノズル較正試験	1971年 1 月	長洲秀夫, 橋本 登 穂積弘一, 松崎貴至
TM-194	航空機のSTOL 性に関する一考察	1971年 1 月	田辺義一
TM-195	曲面壁上の噴流に対する噴出孔形状, 配列の効果について	1971年 1 月	西村英明, 臼井 弘 井上重雄, 三村富嗣雄
TM-196	NAL-16H 型ロケットの研究試作	1971年 1 月	宇宙研究グループ
TM-197	二次元煙風洞について	1971年 1 月	高橋 宏, 戸田亘洋 臼井正孝,
TM-198	等高線を描かせるプログラム	1971年 2 月	磯部俊夫
TM-199	航空機用ヒーターの燃焼器の開発実験	1971年 2 月	堀内正司, 本間幸吉 矢荻恵一

注: 欠番は配布先を限定したもの

中型輸送機のフライト・シミュレーション試験(I)*

— 安定操縦性の検討 —

堀川 勇 壮**・森 幹 彦**・川 原 靖 弘**

1. ま え が き

防衛庁において開発されている中型双発ジェット輸送機XC-1のフライト・シミュレーション試験を同庁よりの委託研究として実施した。試験の目的は、同機が完成する以前における設計確認、および、もし必要とあれば設計変更、改良案を得ることである。具体的な試験項目としては、種々の飛行状態における同機の基本的安定操縦性の評価、空中物量投下などの特殊な飛行ミッション遂行時における飛行性の評価、さらに昇降舵、方向舵、補助翼（スポイラーを含む）の3舵操縦系統および水平安定板トリム機構の特性の評価、ならびにそれらの最適特性の検討、などを行なうことである。

シミュレーション試験は下記の要領で実施された。

期 間：昭和44年1月～同年12月

試験装置：当研究所汎用飛行シミュレータ設備¹⁾

操 縦 士：日本航空機製造（株）テストパイロット
…… 1名

防衛庁テストパイロット…… 4名

上記の試験期間にはシミュレーション方式確立のための予備試験期間も含まれる。パイロットによる試験飛行期間は昭和45年4月～5月（基本的安定操縦性に関する試験）、9月（特殊な飛行ミッションの遂行などに関する試験）、12月（操縦系統に関する試験）にわたる延日数約3カ月間である。

シミュレーション試験結果はオシログラフ飛行データ、パイロット所見、およびパイロット・レイティング²⁾として得られた。その結果、開発中のXC-1機は全飛行領域にわたり基本的安定操縦性は良好であり、さらに空中物量投下などの飛行ミッション遂行に必要な十分な飛行性能を有することが確認された。また操縦系統に関しては、補助翼関係を除き、昇降舵操縦系

統、方向舵操縦系統、および水平安定板トリム速度特性に関し、若干の設計変更を行なうことが望ましいことが判り、設計変更点を求める試験を行ない、その成果は実機の設計に取り入れられた。

以下、シミュレーションの方法、試験内容について略述し、試験結果を主としてパイロットによる評価により示す。

なお、本試験の計画ならびに実施に参画したものは下記のとうりである。

計画：

航空宇宙技術研究所：樋口一雄、堀川勇壮、

：百名盛之、森 幹彦

防衛庁技術研究本部：河東桓、篠田忠義、茅根寛明

日本航空機製造(株)：箕田芳郎、長谷川栄三*

平木敏夫、磯崎弘毅、

岡 好彬

実施：

航空宇宙技術研究所：堀川勇壮、森 幹彦、

川原靖弘

防衛庁技術研究本部：新妻東一*

防衛庁航空自衛隊：小田康夫*、手光英毅*、

菱山克彦*

日本航空機製造(株)：長谷川栄三*、磯崎弘毅、

岡 好彬

記 号

記号	単位
Δu ：前進速度の変化分	knotTAS
$\Delta \alpha$ ：迎え角の変化分	deg
θ ：姿勢角	deg
ϕ ：バンク角	deg
β ：横滑り角	deg
ϕ ：偏揺角	deg
p ：ロールレート	deg/sec

(注) * 印は試験パイロットである。

* 昭和45年12月21日受付

** 計測部

q : ピッチレート	deg/sec
r : ヨーレート	deg/sec
$\Delta\delta_{T1}$: パワーレバー変位量	%
$\Delta\delta_{T2}$: フラップレバー及びスピードブレーキ レバー変位量	%
$\Delta\delta_a$: 昇降舵角の変化分	deg
$\Delta\delta_r$: 方向舵角の変化分	deg
$\Delta\delta_a$: 補助翼角の変化分	deg
$\Delta\delta_s$: スポイラー角の変化分	deg
S_a : 操縦桿の操舵量 (縦)	mm
S_r : 方向舵ペダルの操舵量	mm
δw : 操縦輪の操舵量 (横)	deg
$\Delta\delta_H$: 水平安定板角度の変化分	deg
δ_{rt} : 方向舵トリム舵角	deg
δ_{at} : 補助翼トリム舵角	deg
σ_{H1} : 水平安定板トリムノブ操作量	%
σ_{H2} : ビープスイッチ位置	$\pm 1, 0$
σ_{rt} : 方向舵トリムノブ操作量	%
σ_{at} : 補助翼トリムノブ操作量	%
G_{Fa} : 補助翼舵角対操舵力比	lb/deg
$G_{\delta a1}$: 昇降舵ギヤ比	deg/mm
$G_{\delta a2}$: 昇降舵操舵力対舵角比	deg/lb
$G_{\delta r}$: 方向舵ギヤ比	deg/mm
$G_{\delta a1}$: 補助翼ギヤ比	deg/deg
$G_{\delta a2}$: 補助翼操舵力対舵角比	deg/lb
$G_{\delta H1}$: 水平安定板トリムギヤ比	deg/deg
$G_{\delta H2}$: ビープギヤ比	deg/deg·sec
G_{rt} : 方向舵トリムギヤ比	deg/deg
G_{at} : 補助翼トリムギヤ比	deg/deg
τ_T : エンジン遅れ時定数	sec
τ_1 : ヨーダンパの進み時定数	sec
τ_2 : ヨーダンパの 1 次遅れ時定数	sec
τ_3 : ヨーダンパの 2 次遅れ時定数	sec
$\Delta\delta_{rYD}$: ヨーダンパによる方向舵角の変化分	deg
Δl : 重心から推力線と安定軸の 交点までの距離	m
a_y : y 軸方向の加速度	m/sec ²
a_z : z 軸方向の加速度	m/sec ²
F_a : 昇降舵操舵力	lb
F_r : 方向舵操舵力	lb
F_a : 補助翼操舵力	lb
$\Delta\delta_{TL}$: 左エンジンスラスト比	%
$\Delta\delta_{TR}$: 右エンジンスラスト比	%
M_i : 計器を表わす (計器入力)	
k_i : 計器と計算機を接続するための定数	

空力係数その他は定義式により付録 1 に示す。

2. シミュレーションの方法

航空機の安定操縦性、離着陸性能、さらにはエンジン 1 基が停止した場合などの緊急時の飛行性などを、フライト・シミュレーションにより試験する場合、航空機運動、操縦装置、飛行計器などではできるだけ実機を忠実に模擬したものであることが要求される。しかし現実にはシミュレータ装置の機能上の限界を別にしても、空力データの不足ないしは不確実性などのために、たとえば運動方程式をいたずらに複雑な非線形方程式で模擬することが必ずしも实际的、効率的な方法ではなく、試験目的に応じた効率のよいシミュレーション規模、方法を採用することが必要である。

本シミュレーション試験の目的は緒言で述べたように、開発途上の XC-1 機の基本的安定操縦性の評価、操縦系統特性の検討を行なうことであり、前者の目的に対しては運動方程式は線形方程式による模擬で十分であるが、後者の目的に対しては実機の操縦系統特性に沿った線形あるいは非線形特性を忠実に模擬する必要がある。

2.1 シミュレータの構成

今回使用した汎用飛行シミュレータ設備は、(1)航空機動特性模擬装置、(2)模擬操縦席装置、(3)模擬視界装置により構成されており、これらの諸装置を用いたフライト・シミュレーションの系統図を図 1 に示す。各装置のシミュレーション上の機能について以下に略述する。性能その他の詳細については文献 1) を参照されたい。

(1) 航空機動特性模擬装置

本装置は線形演算増幅器 250 台 (概略数、以下同じ)、ポテンショメータ 270 台、乗算器 50 台、非線形関数発生器 20 台のほか、フリーダイオード、コンパレータなどを有するアナログ計算機である。図 1 に示したようにパイロットの操舵信号を入力として航空機の運動方程式を解き、同時に計器信号、模擬視界信号、および操舵力信号を発生する。

(2) 模擬操縦席装置

本装置のコクピットは複座形式であり、操縦装置、計器盤などはビーチクラフト式 65 型双発プロペラ機実装のとおり装備されている。また電気—油圧式サーボにより、(1)の航空機動特性模擬装置からの操舵力信号に基づいて、操舵力に対する操舵位置、操舵速度、機体速度、および機体角速度の影響を非線形効果も含めて模擬し、3 舵の操舵力の感覚をパイロットに与え

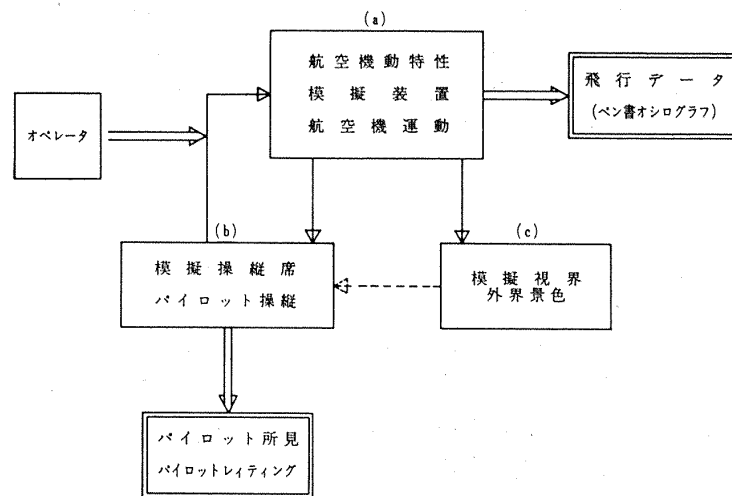


図 1 シミュレーション系統図

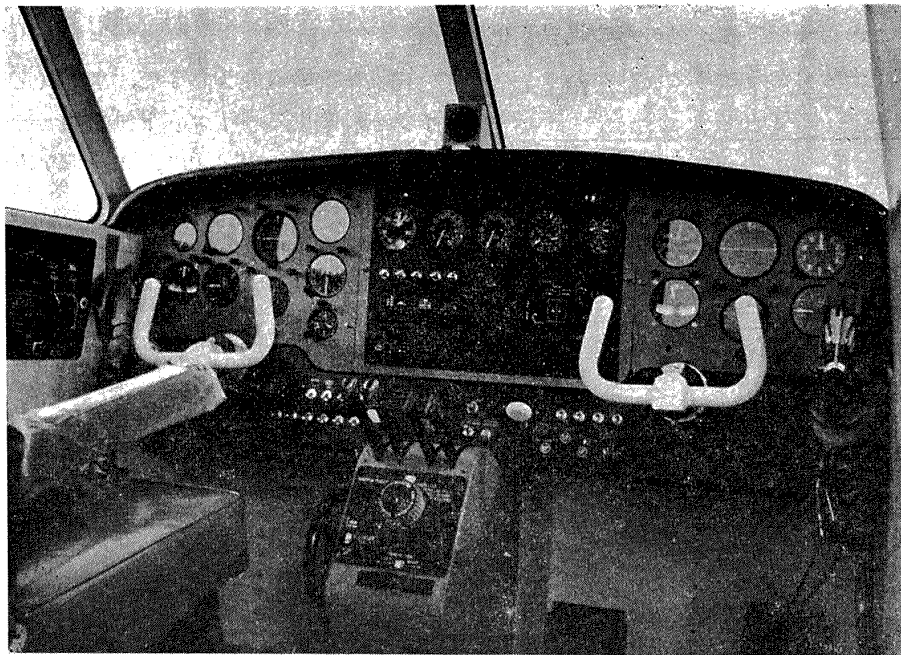


図 2 模擬操縦席装置の内部

ることができる。本操縦装置の相互位置関係はXC-1機のものとほぼ同じであり、操舵範囲も操縦輪（横）はXC-1機にくらべ若干小さいが、操縦桿（縦）およびペダル（方向）はXC-1機の操舵範囲をカバーしており、また両者のマサツ抵抗力もほぼ同じ大きさであるので、本装置によりXC-1機の操縦性についての評価試験は十分行なうことができると判断される。

パイロットはパワーレバー、昇降舵、方向舵、補助翼、スポイラー、水平安定板トリムおよび3舵トリムのほか、必要に応じてフラップの上げ下げ、脚の上げ下げ、さらに適当なスイッチを付加することによっ

て、カーゴドアの開閉、スピードブレーキの開閉などの操作を行なうことができる。飛行計器としては速度計、昇降計、水平儀、旋回および横滑り計、推力比計を用いた。これら諸計器の寸法、配置はXC-1機のものとは異なるが、目盛りの打ち替えなどにより機能的には実機にほぼ合せてある。コクピット内部の写真を図2に示す。

(3) 模擬視界装置

本装置は35mm スライドフィルムの外界画面をコクピット前面に置かれた透過式スクリーン上に投影し、電気サーボ機構によってピッチ、ロール、ヨーの3軸回

りの角運動を行ない、パイロットに運動視感覚を与える装置である。スクリーンは幅4.5m×高さ3.1mの大きさのもので、コクピット直前に置かれるので、パイロットの前方視野はスライドによる運動視界によりほとんどカバーされる。

模擬視界の水平（地平）線は、機構上、無限遠方にあるように投影される。したがって航空機が上空において任意の回転運動を行なっている場合の視感覚を再現するのに適している。映写されるスライド画面は適当な景色のものでよいが、試験目的によっては水平線あるいは飛行進路を明確に示すような、あるパターン化された画面を用いるのが望ましい場合もある。本試験では図3に示したパターンのものを用いた。一般に、巡航時の視界の変化には、前進、上下、左右の併進運動はほとんど認められないので、巡航時を中心とした本試験では、このような回転運動のみの視界変化を与える模擬視界で十分であると考えられる。

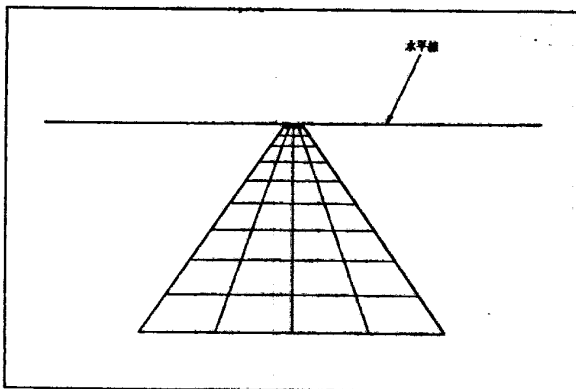


図3 模 擬 視 界

2.2 運動方程式

本シミュレーション試験における飛行目的は4章で述べるように、旋回、上昇などを含む通常飛行により形態変化時も含めて基本的安定操縦性の評価を行なうことである。この試験目的に対しての運動方程式としては既に述べたように線形方程式で十分であり、かつ模擬計算が簡単なため能率的でもある。用いた線形運動方程式を有次元空力係数により(1)式に示す。有次元空力係数と無次元空力係数の関係式は付録1に示してある。

$$\dot{\Delta u} = X_u \Delta u + X_\alpha \Delta \alpha + \Delta X(\Delta \delta_s) + X_{\delta_T}(\Delta \delta_{TL} + \Delta \delta_{TR}) + (-g)\theta \cos \theta_0 + \Delta F_x \quad (1.1)$$

$$\begin{aligned} \dot{\Delta \alpha} = & q + Z_u \Delta u + Z_\alpha \Delta \alpha + Z_{\dot{\alpha}} \dot{\Delta \alpha} + Z_q q + \Delta Z(\Delta \delta_s) \\ & + Z_{\delta_H} \Delta \delta_H + Z_{\delta_s} \Delta \delta_s + Z_{\delta_T}(\Delta \delta_{TL} + \Delta \delta_{TR}) \\ & + \Delta F_Z \end{aligned} \quad (1.2)$$

$$\dot{q} = M_u \Delta u + M_\alpha \Delta \alpha + M_{\dot{\alpha}} \dot{\Delta \alpha} + M_q q + \Delta M(\Delta \delta_s)$$

$$\begin{aligned} & + M_{\delta_H} \Delta \delta_H + M_{\delta_s} \Delta \delta_s + M_{\delta_T}(\Delta \delta_{TL} + \Delta \delta_{TR}) \\ & + \Delta M \end{aligned} \quad (1.3)$$

$$\begin{aligned} \dot{\beta} = & Y_\beta \beta + Y_p p + (Y_r - 1)r + (g/u_0) \sin \phi \\ & + \Delta Y(\Delta \delta_s) + Y_{\delta_r} \Delta \delta_r \end{aligned} \quad (1.4)$$

$$\begin{aligned} \dot{p} = & (I_{xz}/I_x) \dot{r} + L_\beta \beta + L_p p + L_r r + \Delta L(\Delta \delta_s) \\ & + L_{\delta_s} \Delta \delta_s + L_{\delta_r} \Delta \delta_r \end{aligned} \quad (1.5)$$

$$\begin{aligned} \dot{r} = & (I_{xz}/I_x) \dot{p} + N_\beta \beta + N_p p + N_r r + \Delta N(\Delta \delta_s) \\ & + N_{\delta_r} \Delta \delta_r \end{aligned} \quad (1.6)$$

座標変換および加速度の式を(2)、(3)式に示す。加速度は飛行記録の解析のために求めたものである。

$$\text{座標変換: } \dot{\theta} = q \quad (2.1)$$

$$\dot{\phi} = p \quad (2.2)$$

$$\dot{\phi} = r \quad (2.3)$$

$$\text{加 速 度: } a_z = (u_0/g)(\dot{\alpha} - q) \quad (3.1)$$

$$a_y = (u_0/g)(\dot{\beta} + r) \sin \phi \quad (3.2)$$

操縦系統の式のうち3舵、水平安定板、およびスポイラーに関するパイロット操舵量と操舵力、操舵角の関係を(4)、(5)式に、3舵トリムの関係式を(6)式に示す。

$$\text{操舵力: } F_s = G_F \delta_s \quad (4.1)$$

$$F_r = F_r(S_r) \quad (4.2)$$

$$F_s = G_F \delta_s, \text{ または } \quad (4.3)$$

$$F_r(\delta_s) \quad (4.3)'$$

$$\text{操舵角: } \delta_s = G_{\delta_1} S_s - G_{\delta_2} F_s \quad (5.1)$$

$$\delta_r = G_{\delta_r} S_r, \text{ または } \quad (5.2)$$

$$\delta_r(S_r) \quad (5.2)'$$

$$\delta_s = G_{\delta_1} \delta_w - G_{\delta_2} F_s \quad (5.3)$$

$$\delta_s = \delta_s(\delta_w) \quad (5.4)$$

$$\text{トリム量: } \delta_H = G_{\delta_{H1}} \sigma_{H1} + G_{\delta_{H2}} \int_0^{\Delta t} \sigma_{H2} dt \quad (6.1)$$

$$\delta_{r1} = G_{r1} \sigma_{r1} \quad (6.2)$$

$$\delta_{a1} = G_{a1} \sigma_{a1} \quad (6.3)$$

(4)、(5)式における具体的な非線形関数形については3.3において述べる。

パワーレバー変化と推力比変化の関係式は(7)式に示すような1次おくれとした。

$$\Delta \delta_{TL,R} = \frac{1}{T_T S + 1} \delta_{r1} \quad (7)$$

また本機には横運動特性を良好にするためヨーダンパおよびターンコーディネータが装備される予定である。制御方程式を(8)、(9)式に示す。

$$\frac{(\Delta \delta_r) Y_{D1}}{\dot{\phi}} = K \dot{\phi} \cdot \frac{S(S+1/\tau_1)}{(S+1/\tau_2)(S+1/\tau_3)} \quad (8.1)$$

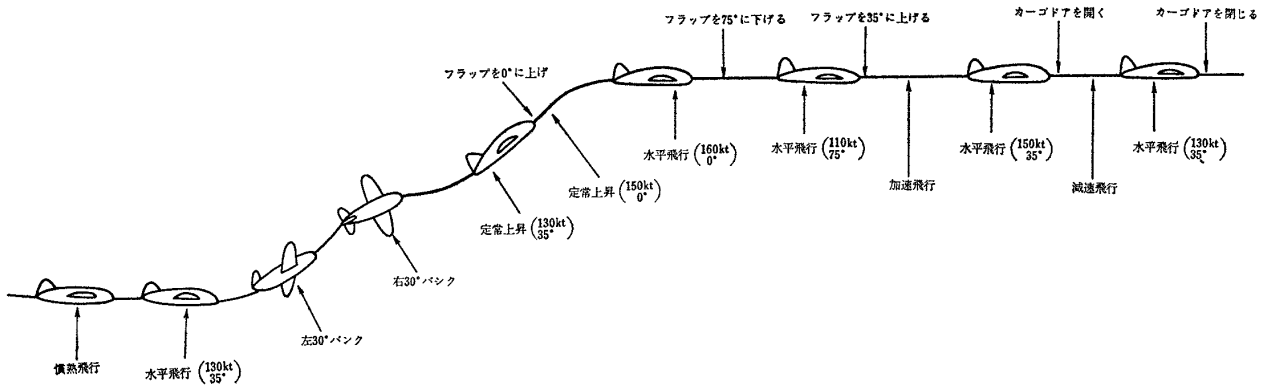


図 4 模擬飛行経路の一例

$$\frac{(\Delta\delta_r)_{YD2}}{\phi} = -f(qc) \left\{ K_{\theta 1} + K_{\theta 2} \cdot \frac{S(S+1/\tau_1)}{(S+1/\tau_2)(S+1/\tau_3)} \right\} \quad (8.2)$$

$$(\Delta\delta_r)_{YD} = (\Delta\delta_r)_{YD1} + (\Delta\delta_r)_{YD2} \quad (9)$$

計器類：(計器への入力計算式)

$$\text{姿勢計： } M\theta = k_{\theta} \cdot \theta \quad (10)$$

$$M\varphi = k_{\varphi} \cdot \varphi \quad (11)$$

$$\text{方位計： } M\phi = h_{\phi} \cdot \phi \quad (12)$$

$$\text{昇降計： } M_{R/c} = k_{R/c} \cdot \dot{h} \quad (13)$$

$$= k_{R/c} \int a_z dt, \text{ ただし } \dot{h}_0 = 0 \quad (14)$$

$$\text{高度計： } Mh = k_h \cdot h \quad (15)$$

$$= k_h \int \int a_z dt^2, \text{ ただし } \dot{h}_0 = 0$$

$$h_0 = H \quad (16)$$

$$\text{旋回計： } M_{TURN} = k_T \cdot r \quad (17)$$

$$M_{BALL} = k_B \cdot ay \quad (18)$$

$$\text{速度計： } M_u = k_u(u + U_0) \quad (19)$$

ただし、 k_i ($i = \theta, \varphi, \phi, R/c, h, TURN, BALL, u$)

は計器と計算機を接続するための定数である。

3. 試験法および評価法

シミュレーション試験は図1に示した系統図により行なわれ、試験結果はパイロット所見、パイロット・レイティング、およびオシログラフ飛行データとして得られる。その際、得られた試験結果が客観的で十分な信頼性があり、かつ技術的に設計レベルへ還元できるように具体的である必要がある。そのためには、試験目的に応じた適切な試験法および結果の評価法を採用する必要がある。

3.1 試験法

試験法を定めるうえで考慮すべき点は、(1)模擬飛行経路の選定、(2)パイロットの選定、(3)パイロットに対する機体特性に関する情報の与え方、(4)試験飛行回数決定、などである。

(1) 模擬飛行経路は試験目的に応じて定められるべきもので、今回の試験目的である安定操縦性の評価に対しては、基本的なすべての操縦、運動を含む飛行経路であることが望ましい。図4に示したのは模擬飛行経路の一例(4.2で述べる形態変化を含む飛行の場合の例)である。

(2) パイロットの選定は試験結果を左右する大きな問題である。パイロットは図4に示したような飛行を行ない、その結果をパイロット所見あるいはパイロット・レイティングとして、機体運動特性、操縦系統特性などに関し、設計レベルへ反映できるように技術的事項を明らかにすることが要求される。したがってフライト・シミュレーション試験におけるパイロットとしては、飛行パイロットであると同時にエンジニアリング・テストパイロットである必要がある。本試験ではYS-11型機のテストパイロットであり、かつXC-1機のメーカ側のテストパイロットに予定されている民間パイロット1名と、防衛庁所属のエンジニアリング・テストパイロット4名(内1名はパイロット訓練教官)により行なった。

(3) 模擬飛行を行なう際に、飛行目的および飛行経路に関して、パイロットは熟知している必要があり、また飛行中においてもオペレータから、適時、飛行ミッション命令が与えられる。ただし、評価対象である機体の諸特性に関しては事前には原則として情報を与

えないことが、試験結果の客観性を確保するうえで望ましい。たとえばヨーダンパの効果調べるための試験においては、ヨーダンパオン、オフの二つの場合について飛行を行ない、両飛行結果を比較検討することによりその効果を知ることができるが、その際いずれの飛行がヨーダンパオンあるいはオフの場合であるかは、飛行前さらには飛行後においてもパイロット所見およびパイロット・レイティングとして評価結果が得られるまで、パイロットには知らさないなどの方法をとる必要がある。こうしたことにより人間として犯しやすい予断に基づく誤りを評価から取り除くことができる。もっともヨーダンパのオン、オフといった例のような場合には、飛行特性に大きな差異を生ずるので、飛行開始後直ちにパイロットは、行なっている飛行がどのような場合であるかを判断し、試験内容を知ってしまうこともある。さらにこういった判断さえ行なわれないように厳格に試験を行なうためには、パイロットは全くの無情報で飛行を開始する必要があるが、その場合は逆に、試験目的に応じた適確な評価結果が得られない、という危険がある。

このように、機体特性に関してパイロットがいかなる事前情報のもとに飛行を行なうかは、シミュレーション遂行上きわめて重要なことであり、個々の試験目的に応じた最適の方法をとる必要がある。本試験ではできるだけ事前情報なしでの飛行を行なうことを原則とした。

(4) 試験飛行はできるだけ多数回行ない、それらの総合結果として一つの確定評価を得るという方法が望ましいことは言うまでもない。つまり多人数のパイロットにより繰返し飛行を行なうことが望ましい。

繰返し回数については、一つの試験目的に対して各パイロットが3～4回程度時間間隔をおいて飛行を行ない、それらを総合すればパイロットの身体的状態、直前に行なった飛行経験が引続いて行なわれる試験の評価におよぼす影響、などによる評価誤差を小さくすることが可能であると考えられる。³⁾パイロットの人数については、各パイロット毎に日常搭乗している機種種の相異などにより評価結果は分けられると考えられるため、経験の異なる4～5名のパイロットにより試験を行なうことが望ましい。ただしこのように多人数による多数回の試験を行なうためには、非常に長期の試験期間を要することになる。本試験は前述のように5名のパイロットにより、各試験項目毎に1～2回の飛行を行なった。

3.2 評価法

飛行試験により航空機の安定操縦性、操縦系統特性などを評価する際、評価測度として何を選ぶかは重要な問題である。

通常は機体運動データ、操縦データなどの飛行記録とパイロット所見が用いられる。前者は定量的であり後者は多分に定性的であるが、両者による評価結果が必ずしも一致するとは限らない。たとえば条件の異なる二つの飛行試験において、条件の難易に応じてパイロットの操縦動作は当然異なってくると考えられ、その結果飛行記録上にはほとんど差が認められない程度の飛行が遂行されていても、所見としてはかなりの差(Pilot Rating で1～2位)が生ずるなどという場合がある。一方、同一の飛行条件でもパイロットの個人差により所見は異なってくる。このように困難な評価を行なうため、最近パイロット・レイティングによる評価法が提案され、使用されている。これは総合的評価測度として定性的なパイロット所見を定量的に数値で表わすもので、評価は1～10までの10段階に分かれている。表1にパイロット・レイティング表を示す²⁾。従来の試験では、Cooper Rating System が用いられてきたが、このHarper氏(コーネル航空研究所)とCooper氏(航空宇宙局エームズ研究所)の協力によって開発されたHarper-Cooper Rating System は、従来のCooper Rating System よりパイロットによる評価がきわめて行ない易いものである。

本試験において、安定操縦性の評価は主としてパイロット・レイティングにより行ない、操縦系統特性の評価はパイロット所見を中心に行ない、さらにそれから定量的に相対的数値を得て、操舵力、操舵の効きなどを評価することにした。

4. シミュレーション試験の内容

本試験においては種々の飛行領域にわたって通常飛行における安定操縦性の評価試験、空中物量投下などの特殊飛行ミッション遂行に関する評価試験、および操縦系統の特性の評価、検討を以下の通り行なった。

4.1 基本的安定操縦性に関する試験

飛行状態： 模擬運動方程式が(1)式に示したように線形方程式であるために全飛行領域にわたって連続した飛行は行なわず、表2に示した代表的な3種の飛行状態について個別に試験を行なった。各々の場合の空力係数その他の値を付録2に示す。

試験内容： 表2に示した各飛行領域でとくに、安定操縦性に影響を及ぼす各種パラメータの設計値およびそれらからの増減値合計26ケースについて基本的な

表 1 Harper-Cooper パイロット レイティング表

<u>CONTROLLABLE</u> Capable of being controlled or managed in context of mission with available pilot attention.	<u>ACCEPTABLE</u> May have deficiencies which warrant improvement, but adequate for mission. Pilot compensation, if required to achieve acceptable performance, is feasible.	<u>SATISFACTORY</u> Meets all requirements and expectations, good enough without improvement. Clearly adequate for mission.	A 1 Excellent, highly desirable.
			A 2 Good, pleasant, well behaved.
			A 3 Fair. Some mildly unpleasant characteristics. Good enough for mission without improvement.
		<u>UNSATISFACTORY</u> Reluctantly acceptable. Deficiencies which warrant improvement. Performance adequate for mission with feasible pilot compensation.	A 4 Some minor but annoying deficiencies. Improvement is requested. Effect on performance is easily compensated for by pilot.
			A 5 Moderately objectionable deficiencies. Improvement is needed. Reasonable performance requires considerable pilot compensation.
			A 6 Very objectionable deficiencies. Major improvements are needed. Requires best available pilot compensation to achieve acceptable performance.
	<u>UNACCEPTABLE</u> Deficiencies which require mandatory improvement. Inadequate performance for mission even with maximum feasible pilot compensation.		U 7 Major deficiencies which require mandatory improvement for acceptance. Controllable. Performance inadequate for mission, or pilot compensation required for minimum acceptable performance in mission is too high.
			U 8 Controllable with difficulty. Requires substantial pilot skill and attention to retain control and continue mission.
			U 9 Marginally controllable in mission. Requires maximum available pilot skill and attention to retain control.
<u>UNCONTROLLABLE</u> Control will be lost during some portion of the mission.			10 Uncontrollable in mission.

表 2 飛行状態 (基本的安定操縦性に関する試験)

飛行状態 単位		1	2	3
項目				
飛行状態	—	長距離巡航	最終進入	高速巡航
形態	—	クリーン	着陸	クリーン
重量	kg	38,700	36,860	38,700
重心位置	% MAC	25	25	19
高度	ft	35,000	3,000	20,000
速度 (EAS)	kt	206	102	326
マッハ数	—	0.64	—	0.73

表 3 試験ケース一覧表 (基本的安定操縦性に関する試験)

パラメータ 飛行状態 試験ケース		ヨーダンパ		静安定		方向安定		横操縦		縦操縦	
		δ_{ryd}/r	$\delta_{ryd}/\dot{\phi}$	$Cl\beta$	$Cn\beta$	δ_r/S_r	Fr/S_r	$C_n, Cl/C_{\eta}(\delta_a)$	$\delta_r \sim \delta_s$	F_c/S_e	δ_H
4 2 2—I	1	×2	×0	×1	×1	×1	×1	×1	原型	×1	×1
II		"	"	×0.5	"	"	"	"	"	"	"
III		×0	"	"	"	"	"	"	"	"	"
5 0 2—I	1	×1	×0	×1	×1	×1	×1	×1	原型	×1	×1
II		×0.5	"	"	"	"	"	"	"	"	"
III		×0	"	"	"	"	"	"	"	"	"
IV		×1	"	"	"	×0.64	"	"	"	"	"
V		"	"	"	"	"	"	×0.5	"	"	"
VI		"	"	"	×1.5	×1	"	×1	"	"	"
VII		"	"	×0.67	×1	"	"	"	"	"	"
VIII		"	"	×0.5	"	"	"	"	"	"	"
IX		"	"	"	"	"	"	"	"	"	"
5 1 7—I	2	×1	×(-1)	×1	×1	×1	×0.1	×1	原型	×1	×1
II		"	×0	"	"	"	"	"	"	"	"
III		×0	"	"	"	"	"	"	"	"	"
5 1 9—I	1	×1	×(-1)	×1	×1	×1	×0.1	×1	原型	×1	×1
5 2 3—I	3	×1	×0	×1	×1	×1	×1	×1	原型	×1	×1
II		×0	"	"	"	"	"	"	"	"	"
III		×1	"	"	"	"	"	"	"	"	"
5 2 4—I	1	×1	×0	×1	×1	×1	×1	×1	原型	×1	×1
II		"	×1	"	"	"	"	"	"	"	"
III		×0	×0	"	"	"	"	"	"	"	"
IV		"	"	"	"	"	×4	"	"	"	"
V		×1	"	"	"	"	"	"	"	"	"
VI		"	"	"	"	"	×1	"	"	"	"
VII		"	"	"	"	"	"	"	線型	×0.5	×2

注: ×1は原型を示す、但し δ_{ryd}/ϕ は×0が原型

表 4 飛行状態 (特殊な飛行ミッション遂行などに関する試験)

項目		単位	飛行状態	21	22	23
基準状態	飛行状態	—	—	高速巡航	空中投下	着陸
	重量	kg	—	38,700	35,450	36,860
	重心位置	% MAC	—	25(20~34)	25(19.5~34)	25(21.2~35.5)
	高度	ft	—	20,000	1,500	1,000
	速度 (EAS)	kt	—	326	130	110
	マッハ数	M	—	0.73	—	—
	フラップ/脚/カーゴドア	—	—	0°/上げ/閉	35°/上げ/閉	75°/下げ/閉
ヨーダンパ		—	—	ON/OFF	ON/OFF	ON/OFF

表 5 試験内容一覧表 (特殊飛行ミッション遂行などに関する試験)

試験名称	飛行状態 21 操縦手順	試験名称	飛行状態 22 操縦手順	試験名称	飛行状態 23 操縦手順
① 慣熟飛行	10分間自由に飛行する (搭載時機体は水平飛行にTrimされている。Yaw DamperはONになっている。Flap,脚およびCargo Doorの操作は行なわない。)	① 慣熟飛行	10分間自由に飛行する。 (搭載時機体は水平飛行にTrimされている。Yaw DamperはONになっている。Speed Brake,脚およびCargo Doorの操作は行なわない。)	① 慣熟飛行	10分間自由に飛行する。 (搭載時機体は水平飛行にTrimされている。Yaw DamperはONになっている。Speed Brake, Flap, 脚およびCargo Doorの操作は行なわない。)
② 水平飛行および旋回	(1)2分間水平飛行する。 (2)左30°Bank旋回を行ない、方位を約30°変えた後、水平飛行に戻す。 (3)右30°Bank旋回を行ない、方位を約30°変えた後水平飛行に戻す。	② 水平飛行および旋回	(1)2分間水平飛行する。 (2)左30°Bank旋回を行ない方位を約30°変えた後水平飛行に戻す。 (3)右30°Bank旋回を行ない約30°変えた後水平飛行に戻す。	② 水平飛行および旋回	(1)2分間水平飛行する。 (2)左30°Bank旋回を行ない方位を約30°変えた後水平飛行に戻す。 (3)右30°Bank旋回を行ない、方位を約30°変えた後水平飛行に戻す。
③ Throttle操作	(1)、水平飛行中ThrottleをIDLEまで絞り、速度を326ktに保つ。定常降下時に達したらThrottleを復元して水平飛行に戻す。 (2)、(1)と同様の操作、「上昇率を0に保ち300ktまで減速の操作を行う。	③ ThrottleおよびFlap操作	(1)水平飛行中 ThrottleをT.O位置まで開いて、速度を130ktに保つ。定常上昇率に達したらFlapを0まで上げ、上昇率を変えずに(くまで)加速する。 (2)続いて160ktの水平飛行までThrottleを絞り、縦Trimを行なった後Flapを75°まで下げ、上昇率を0に保つ。110ktまで減速したらThrottleを開き、110ktの水平飛行のTrimする。 (3)Flap Leverを35°まで急激に操作したらただちにThrottleをT.Oまで開き、上昇率が負にならないように注意しながら加速する。速度が150ktに達したら、Throttleを絞って150ktの水平飛行にTrimする。	③ 横滑り	(1)左50°Bankの定常横滑りを20秒間行なった後、wheelおよびpedalを徐々に自由にする。 (2)右5°Bankについて(1)と同様の操作を行なう。
④ Speed Brake操作	水平飛行中Speed Brakeを30°開き上昇率を0に保つ、300ktまで減速したらSpeed Brakeを復元して水平飛行に戻す。	④ Cargo Door操作	(1)Cargo Doorを開き、上昇率0を保つ130ktまで減速したらThrottleを開いて130ktの水平飛行にTrimする。 (2)Cargo Doorを閉じ、上昇率0を保つ150ktまで加速したら、Throttleを絞って130ktの水平飛行にTrimする。	④ Throttle操作	(1)速度110ktを保ちつつ、下降率が600ft/minになるまで、Throttleを絞りTrimする。 (2)ThrottleをT.Oまで開き速度を110ktに保つ、上昇率が定常値に達したら、上昇率が0になるまでThrottleを絞り、110ktの水平飛行にTrimする。
⑤ Yaw Damperなし	Yaw DamperをOFFに(Pilot 操作不要)した後④の操縦を行なった後Yaw DamperをONに戻す(Pilot操作不要) (終了後水平飛行にTrimして、次のPilotと交代する。				

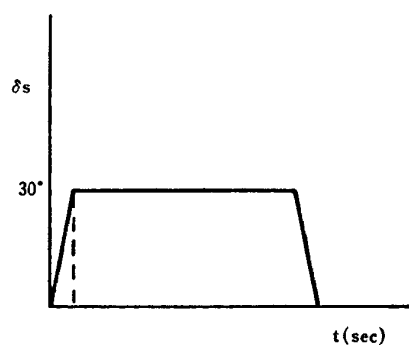
飛行を行なった。その際各パラメータの影響を明確に知るために、設計値からの変更パラメータの数は各ケース毎に原則として1個とした。試験ケースを表3に一覧表で示す。

飛行内容は水平直線飛行、旋回、横滑り、各舵のステップ状操舵、上昇および降下、加減速飛行を含むもので、模擬飛行経路は図4に示した例のように飛行前に定められている。なおこの試験はパイロット1名により行なわれ、各ケースの飛行回数は正式飛行として

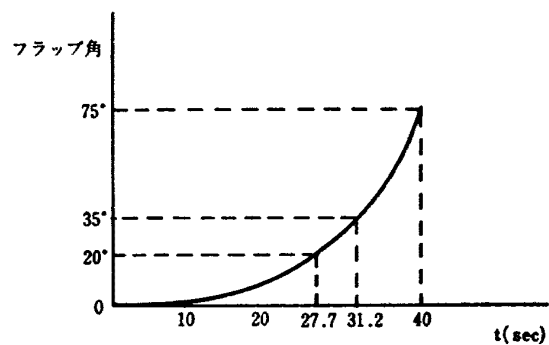
1~2回、予備飛行を含めると3~4回行なわれた。

4.2 特殊な飛行ミッション遂行などに関する試験

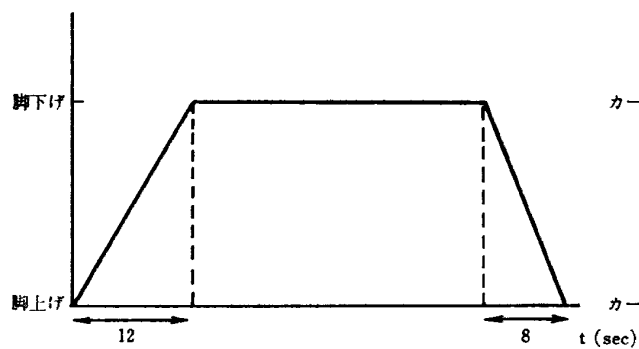
本機は戦術用輸送機として編隊飛行、空中での物量投下、兵員の降下などの特殊な飛行ミッションを遂行できる飛行性を有する必要がある、たとえば物量投下のためにはカーゴドアの開閉、重心の急激な移動などの飛行形態の変化が行なわれ、その際の飛行性が問題となる。本試験はこうした特殊ミッション遂行のために行なわれる形態変化のほかに、スピードブレーキの

スピードブレーキ (飛行状態21, $\delta s = 30^\circ$)

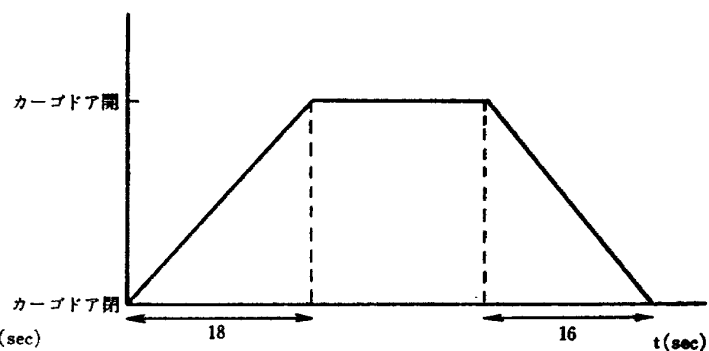
フラップスラット (飛行状態22)



脚 (飛行状態22)



カーゴドア (飛行状態22)



重心移動 (飛行状態22)

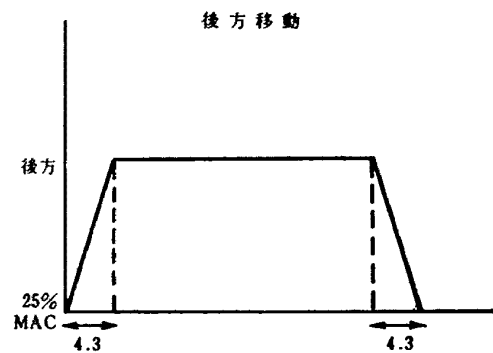
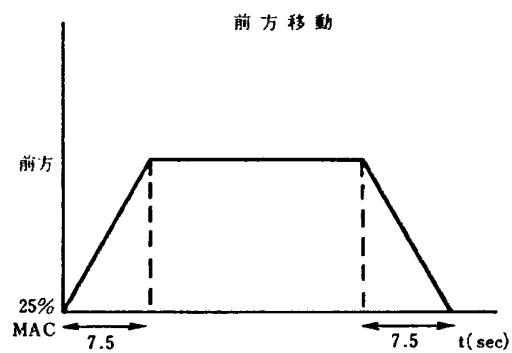


図 5 形態変化 (時間関数)

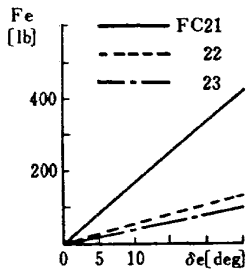
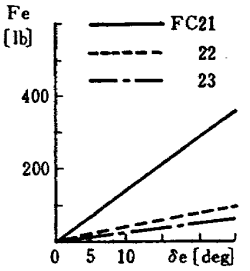
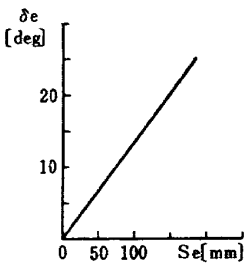
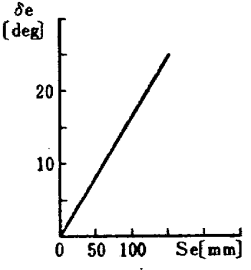
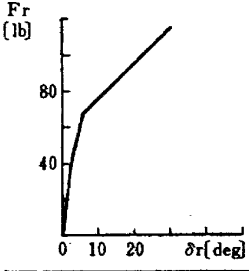
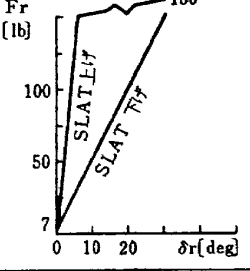
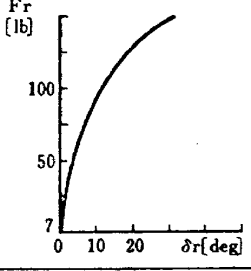
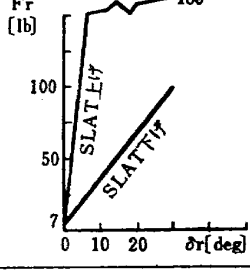
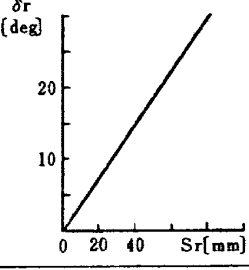
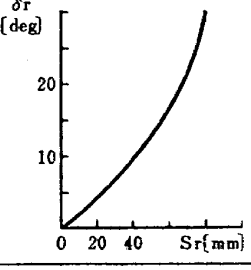
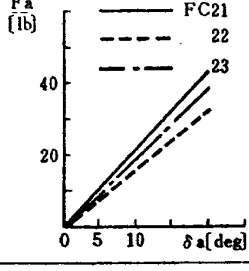
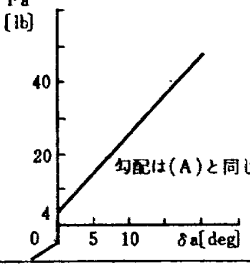
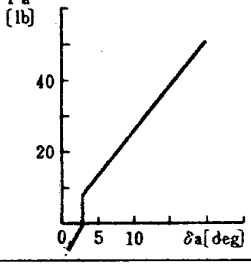
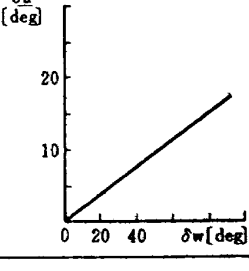
案		(A) 原 案	(B)	(C)	(D) 改善案
昇 降 舵 系 統	$Fe/\delta e$			(A) と同じ	(A) と同じ
	$\delta e/Se$		(A) と同じ		(C) と同じ
方 向 舵 系 統	$Fr/\delta r$				
	$\delta r/Sr$		(A) と同じ		(A) と同じ
補 助 翼 系 統	$Fa/\delta a$				(A) と同じ
	$\delta a/\delta w$		(A) と同じ	(A) と同じ	(A) と同じ
ピーブ	δ_H°	0.6 [deg/sec]	0.6	0.6	0.78

図 6 3 舵特性および水平安定板トリム (ピーブトリム) 速度特性

開閉、フラップの上げ下げなど、本機の飛行中に行なわれる種々の形態変化に伴う安定操縦性の変化について検討を行なったものである。

飛行状態：表4に示した3種の飛行状態について試験を行なった。空力係数その他は付録2に示してある。

試験内容：表4に示した各飛行状態において行なわれる形態変化について、推力変化も含めて試験した。すなわち飛行状態21においては高速巡航中において急激に飛行速度を下げるために行なわれるパワーレバーをアイドルまで絞る操作など、同じく22においては物量投下のためのフラップ、スラットの操作、カーゴドアの開閉、重心の移動などのほか、アプローチ形態へ移行するための脚を出した場合の影響について検討した。飛行状態23においては着陸時に行なわれるパワーレバー操作を中心に検討した。各飛行状態毎の試験項目および具体的な飛行内容について表5に示す。

飛行経路は水平飛行、旋回飛行などを含むものであり、飛行状態22の場合の例を3章の図4に示してある。

形態変化が行なわれる場合の機体特性の変化は抗力、揚力、モーメントの変化として現われ、運動方程式(1)式において $\Delta F_x(\Delta C_D)$ 、 $\Delta F_z(\Delta C_L)$ 、 $\Delta M(\Delta C_m)$ として考慮される。種々の形態変化に伴う ΔC_D 、 ΔC_L 、 ΔC_m の大きさを付録3に示す。また時間関数としての形態変化の模擬の模様を図5に示す。これらは、たとえばスピードブレーキはスピードブレーキ開のスイッチをパイロットが操作すると1秒後にスポイラーが30度開くなど、実機の諸機構の特性に合せてある。重心移動は搭載物量が適当な速さで機体後部へ移動する状態などを想定してある。

4.3 操縦系統に関する試験

本試験は昇降舵、方向舵、補助翼3舵の操縦系統の特性、すなわち各舵の操舵力～操舵角、操舵角～操舵量（パイロットの操縦量）の特性および水平安定板のトリム速度について検討したもので、設計特性による操縦性の評価と同時に、設計資料として最適の操縦系統特性を得ることが目的である。

飛行状態：4.2と同じく表4に示した場合について行なった。

試験内容：試験は予備試験と本試験に分けて行なわれた。予備試験においてはパイロット1名により原設計特性を含む数種類の操縦系統特性について試験を行ない、望ましい特性改善案を求めた。ついで本試験においてパイロット5名により、主として飛行状態

21、23に関し原特性および特性改善案について比較評価を行なった。図6に試験を行なった3舵および水平安定板トリム（ビーブトリム）速度特性*を示す。

さらに操縦系統特性を任意に変更して各パイロットごとに最適と考えられる特性を得るための試験も行ない、特性の改善案を再評価した。表6に示したのはあるパイロットの行なった最適特性探索のための試験内容の一例である。

このように、パラメータを任意に変更してその最適値を得るという試験は、設計資料を得る目的で元来は設計の初期段階において行なわれるべきものであるが、今回のシミュレーション試験実施の時点においても操縦系統については必要ならば若干の設計変更は可能であり、さらに将来行なうかも知れない改善のための設計資料を得るという目的および日本人の体格にあつた MIL SPEC. 改訂版の基礎資料を得る目的で種々の検討を行なったものである。

なお本試験は4.1、4.2で述べた安定操縦性に関する試験のあとで行なわれたものであり、それらの試験においてもすでに操縦系統に関するパイロットの評価は得られており、本試験において図6に操縦系統原特性として示したものは、それらの評価結果に基づき初期設計特性に若干の修正を加えたものとなっている。

飛行内容は3舵および水平安定板トリム操作を中心にして、スロットル操作も含めたものである。

5. シミュレーション試験結果

試験結果はすでに述べたようにオシログラフ飛行データ、パイロット所見およびパイロット・レイティングとして得られるが、今回の試験の目的はパイロットによる安定操縦性の評価に主眼がおかれている。以下主要結果につきパイロット所見およびパイロット・レイティングによる評価を中心に述べる。

5.1 基本的安定操縦性

表3に示した各試験ケースに対する安定操縦性に関する総合評価結果を、パイロット・レイティングにより表7に示す。同表中、試験ケース502-I～IXについ

* 注 水平安定板トリム(ビーブトリム)速度特性；ビーブとは操縦輪についているスイッチのオンオフによって水平安定板を動かして機体のトリムを取る装置であり、スイッチをオンオフした時の水平安定板の最大速度変化を水平安定板トリム(ビーブトリム)速度特性という。

長谷川; パイロット A
手 光; " B
菱 山; " C
小 田; " D
新 妻; " E

表 6 最適操縦系統特性を得るための試験例

パイロット D	δ_e/S_e	F_e/δ_e	δ_r/S_r	F_r/δ_r	δ_a/δ_w	F_a/δ_a	ビープトリム 速 度
CASE21-7-1	1.25	1.0	1.0	1.0	0.75	1.0	1.3
-2	1.00	"	"	"	"	"	"
-3	"	"	"	"	"	"	"
-4	"	"	"	"	"	1.21	"
-5	"	"	"	"	"	"	"
-6	0.8	"	"	"	"	"	"
-7	0.94	"	"	"	"	"	"
-8	"	0.8	"	"	"	"	"
-9	"	"	"	"	0.60	1.68	"
-10	"	"	"	"	0.70	"	"
-11	"	"	"	"	"	1.80	"

表 7 基本的安定操縦性に関する試験結果
(パイロットレイティング)

試験番号	CASE	P R	
		総	合
		known	unknown
422 - I	1	5.5	
II		2	
III		3	
502 - I	1	(9)	7.5
II		7	7
III		7	8.5
IV		5	5
V		5	5
VI		3.5	4
VII		3	2.7
VIII		2.5	2.3
IX		2.5	2.2
517 - I	2	5	
IV		4	
V		3	
519 - I	1		
523 - I	3	4	
II		6	
III		3	

524 - I	1	4	
II		3	
III		7	
IV		5	
V		1.5	
VI		4	
VII		3.5	

(注) known; 飛行条件をパイロットが知らされている場合
unknown; 飛行条件をパイロットが知らされていない場合

ては、機体特性に関する試験条件を飛行前にパイロットが知らされている場合と、いない場合について試験を行ない、各々の評価結果を併記してある。

表 7 より各パラメータについての飛行性の変化を図示すれば図 7 となる。

表 7 および図 7 において、試験ケース 502-I (5 月 2 日実施の意) の評価結果は非常に悪く、パイロット・レイティングは 9 または 7.5 となっており、事実、前者の場合は飛行続行不可能に陥り飛行は中断されている。しかしながら 502-I と同一飛行条件である 524-I (5 月 24 日実施) でのパイロット・レイティングは

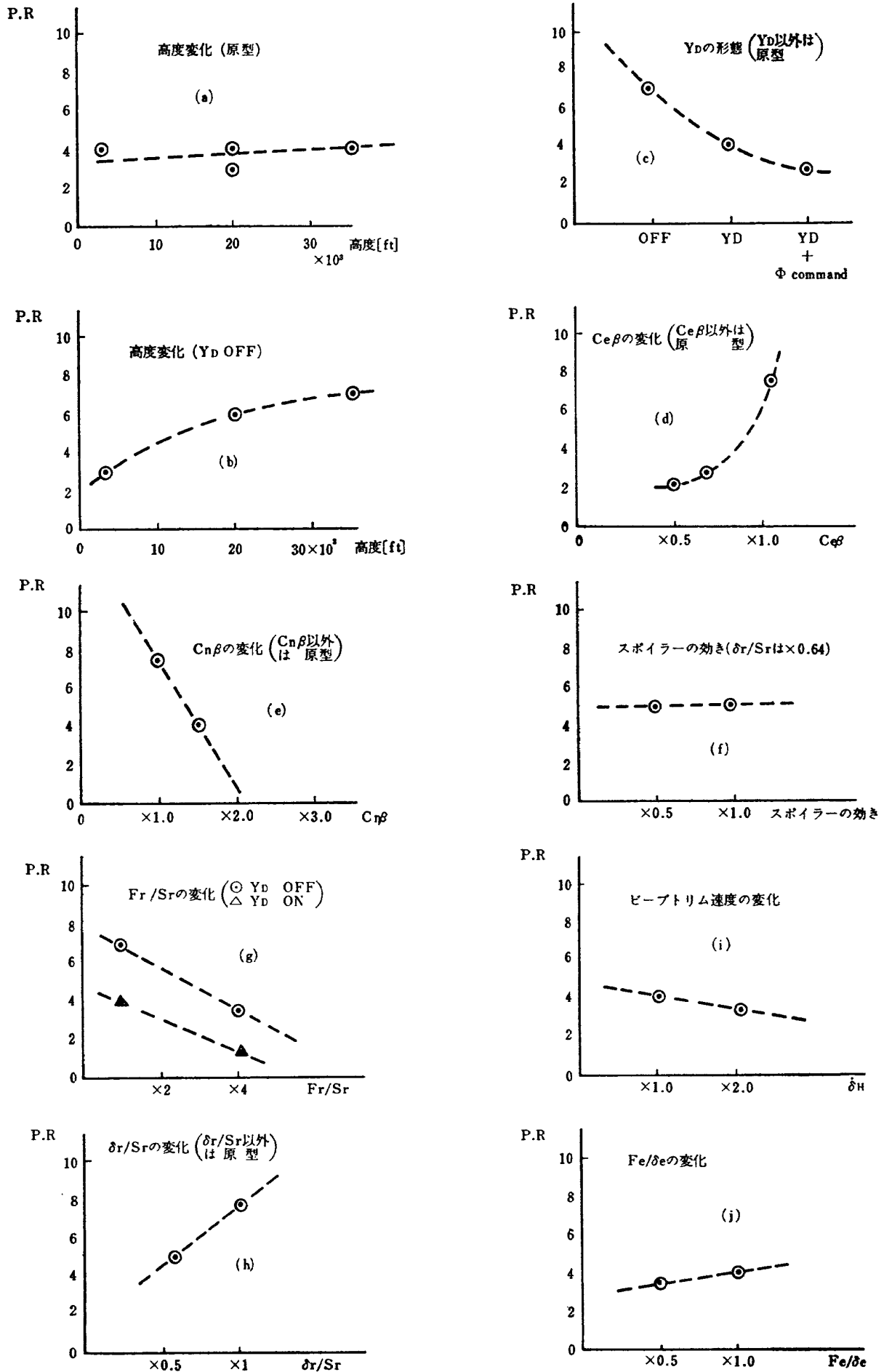


図 7 パラメータ変化に伴う飛行性の変化 (パイロット・レイティング)

表 8 (1) パイロット所見 (基本的安定操縦性に関する試験)
(試験ケース 517-1523-1)

試験 No.		517-I 飛行状態 2	517-IV 飛行状態 2	517-V 飛行状態 2	523-I 飛行状態 3	523-II 飛行状態 3	523-III 飛行状態 3
項目							
1	直線飛行時の安定性	横が“フラフラ”する	大きく変化しないが (Iと比較して) 良い方に行っている	良くなった“フラフラ”しない	O K	少しダッチロール気味、ラダーコントロールが困難	O K
2	直線飛行時の操縦性	δw 小舵によるロール軸まわりの制御ができない	同 上	同 上	δw が極めて IRREGULAR, ラダーを操舵すると大きく BANK する	I と大差ない	I と同様
3	旋回飛行時の操縦性	同 上	同 上	同 上	F_a の変化大 F_a が一般に重い	同 上	同 上
4	旋回飛行時の三舵の効き重さの BALANCE	エレベータが重い	エレベータが重い	エレベータを少し軽くする必要有り	δw が極めて IRREGULAR,	I より良い δ_r の小さい操作が出来る	同 上
5	定常横滑り時の操縦性	良くない C_{np} が強い	少し変化した (Iと比較して)	良 好	ϕ が出ない	安定, ϕ が出ない	同 上
6	定常横滑り後操縦論及びペダルを FREE にした場合の安定性	まあまあ	YAW が少ない方向安定大	同 上	不安定	安定, ϕ が出ない	同 上
7	$\delta w, S_r$ のステップ応答	悪い, δ_r の初期に ϕ がない	S_r が少ない	同 上	δw OK, F_a 大 S_r を操舵すると大きく BANK する	I と同様	同 上
8	縦の安定性 (長周期, 短周期のダмпینگ)	悪い, 問題有り	I と比較して少し良い	良 好	良くない, トリム応答が遅れるので運動が大きくなりこれをコントロールできない	同 上	同 上
9	縦の操縦性	悪い, 動きが大き過ぎる	同 上	同 上	トリム使用せぬ場合は OK, しかし Pitch up がオーバーギミ	レスポンスが遅れる	同 上
10	総合評価 (パイロット・レイティング)	良くない 良の下 (5)	良の中 (4)	良の上又は優の下 (3)	(4)	(6)	(3)

4であり, 両評価の相違が大きすぎる。このことは502-の各試験ではシミュレーション飛行そのもの, および当飛行条件での飛行にパイロットが十分慣熟していなかったことを示していると考えられる。したがって表7における試験ケース502-I~IXの評価結果のパイロット・レイティング数を, ほかの試験ケースの場合と定

量的に比較することは適当でなく, これらは試験ケース502-の各ケース間での相対的な飛行性を示すものと考えるのが妥当である。もっとも試験条件が同一である502-IIIと524-IIIのパイロット・レイティングはともに7でよく一致しており, ある程度502-の各試験結果も定量的に信頼性があるとも考えられる。ただし, 少な

表 8 (2) パイロット所見 (基本的安定操縦性に関する試験)
試験ケース 524

試験 No.		524-I 飛行状態 1	524-II 飛行状態 1	524-III 飛行状態 1	524-IV 飛行状態 1	524-V 飛行状態 1	524-VI 飛行状態 1	524-VII 飛行状態 1
項目								
1	直線飛行時の安定性	O K	O K	ダッチロールが大きい	極めて少量のダッチロール有り	O K	I と同じ	O K
2	直線飛行時の操縦性	同 上	同 上	ダッチロールの修正操舵時の舵が効かない	ダッチロールはコントロール出来る。単機の場合問題なし(707ぐらい)	同 上	同 上	同 上
3	旋回飛行時の操縦性	まあよい		ダッチロールが大きい	ROLL IN OK HOLD 中 2~3°BANK がフラフラする	同 上	同 上	エルロン小舵大差なく効きも大差なし
4	旋回飛行時の三舵の効き重さの BALANCE.	ラダーのみ問題有り	ラダーのみ問題有り	昔しと同様	ラダーは良くなった	同 上	同 上	ラダーに問題有り
5	定常横滑り時の操縦性	エルロンコントロールが困難	I よりよい	良くない	良くなった特にラダーによる P が	同 上	同 上	エルロンコントロール困難
6	定常横滑り後操縦輪及びペダルをフリーにした場合の安定性	ϕ が小	ϕ が小さい	ダッチロール大	ϕ があまり出ないしダッチロールの心配ない	ϕ が小さい	同 上	ϕ が小さい
7	δw , Sr のステップ応答	前と同様	前と同様	δw より Sr の操舵であるダッチロールにより危険な状態となる	δw は同じ, Sr は極めて良好	OK Sr による ϕ が 30° ぐらい	同 上	大差ない
8	縦の安定性 (長周期, 短周期のダンピング)	q が大きい	頭上げの早さが大きい (q 大)		q が大きい	q が大きい	同 上	q が大きい
9	縦の操縦性	q が大きい故に困難と感じる	q が大きい故に当舵大		ピッチのコントロールが困難	q が大きい故に困難	同 上	F_z は良好 ピッチングコントロールが多い, 前よりよい
10	総合評価 (パイロット・レイティング)	(4)	(3)	(7)	(5)	(1.5)	(4)	(3.5)

くとも, 502-I の場合のパイロット・レイティング 9 は, そのほかの試験結果と明らかに矛盾しており, この数値のみは試験結果から除外するのが適当であると考えられる。このようなことの起った原因は, 計算機の接触不良などいくつかの要因が考えられるが, 真実の所は不明である。

表 7 に示したパイロット・レイティングは, パイロットが飛行中に得た諸々の飛行感覚をもとに, 総合的評価として得られたものである。これら諸々の飛行感覚は試験データとしてはパイロット所見として得られるもので, 所見のなかには飛行性に関する総合的なもの, 断片的なものなどが含まれている。パイロット所

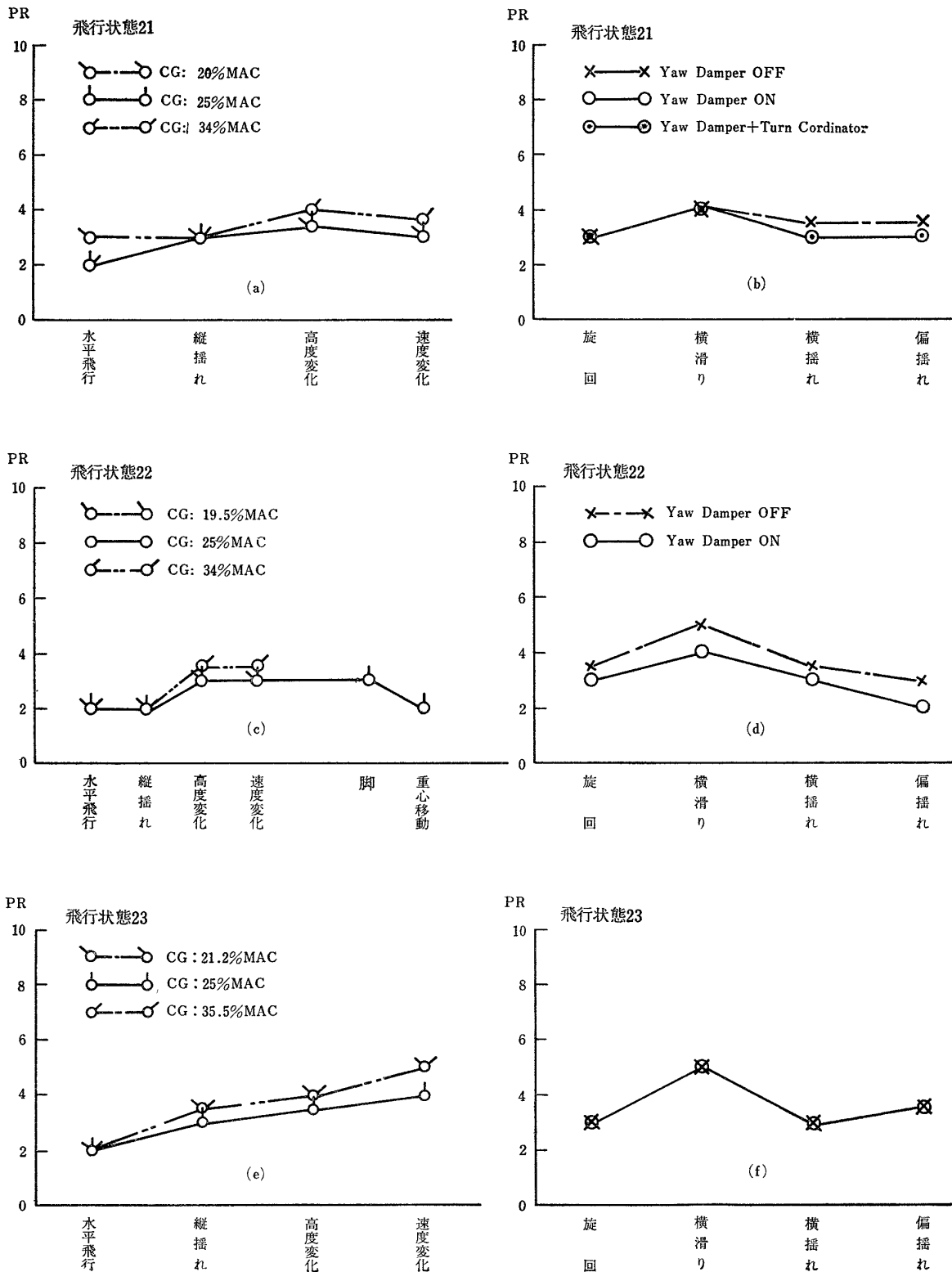


図 8 機体の基本形態変化に関する試験結果 (パイロット・レイティング)

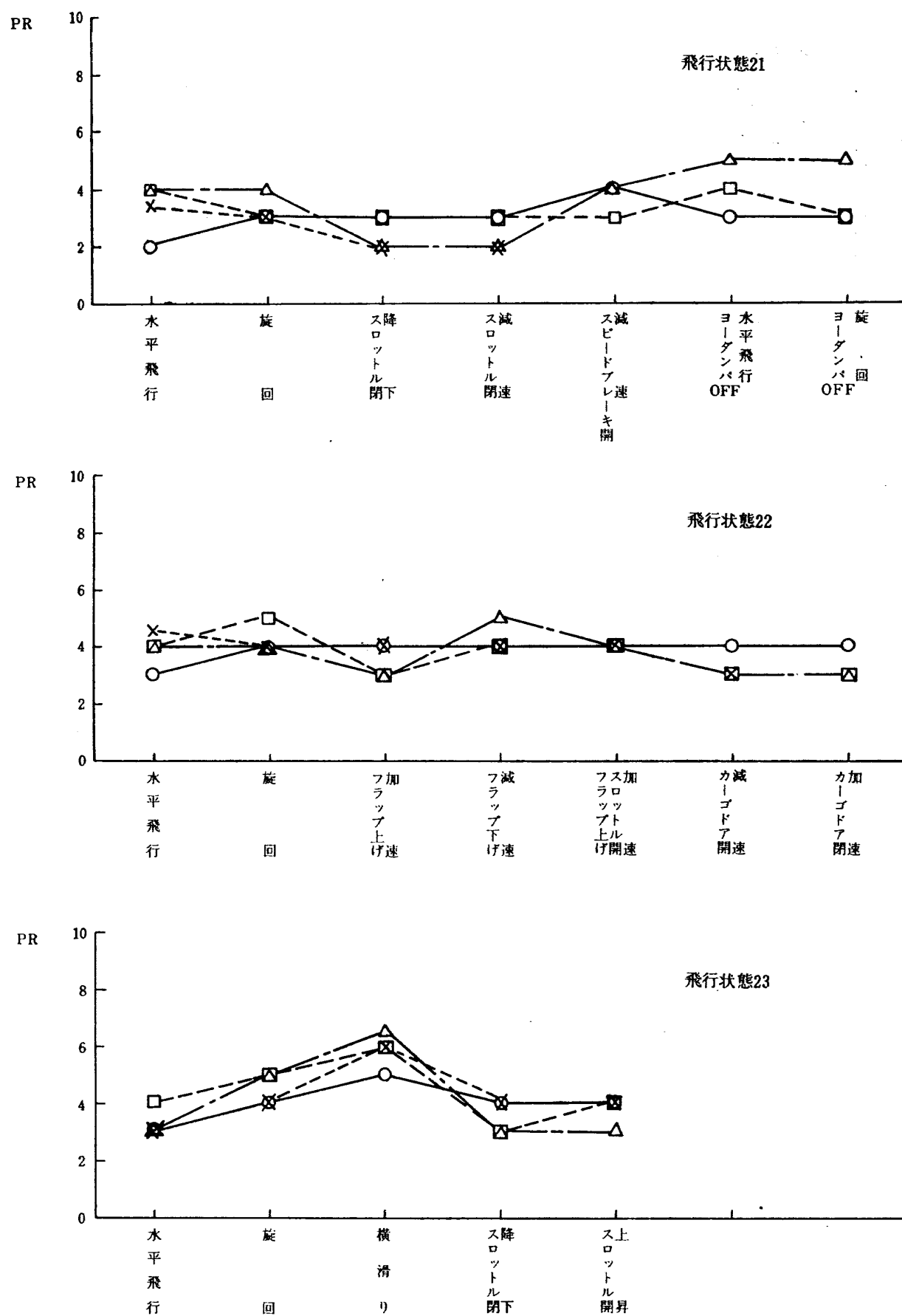


図 9 特殊な飛行ミッション遂行のための形態変化に対する試験結果 (パイロット・レイティング)

表 9 (1) パイロット所見 (形態変化に関する試験, 飛行状態 21)

パイロット名 試験項目	A	B	C	D	E
B (1) 水 平 飛 行	O K	<ul style="list-style-type: none"> 一般的に θ, ϕ が不安定 δ_r による ϕ が大 F_r/S_r が大で途中で変化する 	<ul style="list-style-type: none"> δw の効きが鋭すぎて ϕ が安定しない ($\Delta\phi = \pm 2.5^\circ$) 旋回中縦 TRIM を YS 程必要としない $F_r \sim S_r$ が線型でない 	<ul style="list-style-type: none"> 縦静安定 定常横滑り $F_e > 0$ (これでも良い) 旋回 $\phi < 25^\circ$ で $F_e > 0$ 不可 THROTTLE TRIM 変化 	<ul style="list-style-type: none"> 旋回に入れるとき, ϕ がひきこまれる感じ 横操縦 F_e OK 効きやや大 縦操縦 F_r 小効き
B (2) (3) 旋 回	<ul style="list-style-type: none"> 横安定 OK 縦安定やや不良 δw による $\theta < 0$ が大 	<ul style="list-style-type: none"> SPIRAL $\phi > 5^\circ$ 発散 ϕ に伴い $\theta > 0$ が出る (特に右が著しい) 		<ul style="list-style-type: none"> 横操縦 F_e OK (これ以上にするな) CENTERING 不明瞭 効きはにぶい 縦操縦 F_e 大, B.O. をやや大 効きは SENSITIVE 方向操縦 SENSITIVE (F_r/S_r が小) 	<ul style="list-style-type: none"> 縦 TRIM ビープ良好 WHEEL は効きすぎ SPEED BRAKE を使用時の θ 変化大 F_e 大
C (1) THROTTLE 閉 降下	<ul style="list-style-type: none"> θ 変化は良好 ビープの効き不足 				
C (2) THROTTLE 閉 減速	<ul style="list-style-type: none"> ビープの効き不足 				
D (2) SPEED BRAKE 閉 減速	<ul style="list-style-type: none"> 頭上げ量 ($\theta = +4^\circ$) は ACCEPTABLE であるが更に減少することが望ましい 	<ul style="list-style-type: none"> θ 変化が大 ($\theta = +3^\circ$) かつ急 SPEED BRAKE 開で $\theta > 0$ 閉で $\theta < 0$ 	<ul style="list-style-type: none"> θ 変化が大 ($\theta = +4^\circ$) 		
E (1) YAW DAMPER OFF 旋回	<ul style="list-style-type: none"> 良好 YAW DAMPER 系統で可 		<ul style="list-style-type: none"> δ_r に軽い振動あり YAW DAMPER ON に比べて旋回の感じは変らない 		
E (2) (3) YAW DAMPER OFF 旋回	<ul style="list-style-type: none"> DUTCH ROLL の程度 6 	<ul style="list-style-type: none"> ROLL IN ROLL OUT 時に若干ふらつきが出る 			

見の例を試験ケース 517-, 523-, 524- の各場合について表 8 に示す。

試験データのうちオシログラフ飛行記録については試験後設計技術者により解析がなされ, 具体的な技術資料が得られたほかに, パイロット・レイティングによる評価結果との比較検討などが行なわれ, 両者の結果は良い一致が見られた。

以上示した試験結果より得られた主要な結論は以下の事項である。

(1) 表 7 より代表的な三つの飛行状態における安定性はおおむね良好であり, ヨーダンパ故障の場合でも安全な飛行を継続することができる。

(2) 機体特性に関しては, たとえば図 7 (d), (e) に見られるごとく $C_{l\beta}$ の値を設計値より小さく, $C_{n\beta}$ の値は大きくした場合良好な結果が得られており, 本機の横安定 ($C_{l\beta}/C_{n\beta}$) は若干大きすぎると考えられる。

(3) 操縦性に関しては表 8 のパイロット所見にも見られるとおり, 機体応答および 3 舵の釣合いに問題がある。

5.2 形態変化時の飛行性

形態変化を伴う特殊な飛行ミッション遂行に関する試験として, まず表 4 に示した各飛行状態について, それらの基本飛行形態が変化した場合, すなわち各飛行状態ごとに 3 種の機体重心位置およびヨーダンパオン, オフの場合について試験を行なった。結果を図 8 に示す。この試験はパイロット 1 名により行なわれた。

図 8 に見られるとおり, 機体重心位置が異なる場合およびヨーダンパ (飛行状態 21 ではターンユーディネータも含む) オン, オフについて飛行性の変化はほとんど無いため, 形態変化に関する試験は表 5 に示した各試験項目に従い, 重心位置は 25% MAC, ヨーダン

表 9 (2) パイロット所見 (形態変化に関する試験, 飛行状態 22)

パイロット名 試験項目	A		C	D	E
B (1) 水 平 飛 行	φに伴うφ大	<ul style="list-style-type: none"> 横安定が弱くφの安定がやや難しい ($\Delta\phi = \pm 2.5^\circ$) 3 舵の調和がとりにくい F_s, F_r に比べて (51b)(91b) F_s 大 (201b) BANKIN 時の θ が左 ON BALANCE ビーブの効き小 	<ul style="list-style-type: none"> 横安定が悪くφの確立が困難 ($\Delta\phi = \pm 2.5^\circ$) 	<ul style="list-style-type: none"> 横操縦 F_s 大 φ 保持やや困難 縦操縦 F_s/S 若干大 方向操縦 F_s, F_r に比べて F_r 大 縦 TRIM ビーブ効きやや小 FLAP 作動時 TRIM CHANG をやや大, 作動時間が長く F_s が大きいため θ および高度の保持が困難 	<ul style="list-style-type: none"> 横操縦 効に比して F_s 大 縦 TRIM ビーブの効き不足 (WHEEL を高速用ビーブを低速用と使い分けるならビーブの効きをもう少し良くする必要あり)
B (2) (3) 旋 回	φに伴うφ大 ($\phi = 30^\circ$, $\dot{\phi} = 4^\circ/\text{sec}$) 3 舵不釣合	<ul style="list-style-type: none"> θの変化が大きい $F_s \sim \theta$ が LINEAR でなく θ の細かい CONTROL が困難 ビーブの効き小 FLAP $35^\circ \rightarrow 0^\circ$ $\theta = 11^\circ F_s = 141b$ 	<ul style="list-style-type: none"> θ の変化が非常に大 ビーブの効き小 FLAP $35^\circ \rightarrow 0^\circ$ $\theta = 8^\circ F_s = -151b$ 		
C (1) FLAP 上 げ 加 速	<ul style="list-style-type: none"> ビーブ不足 ϕ_s に伴う θ のふらつきあり ($\Delta\theta = \pm 12^\circ$) (効き不足のための OVER CONTROL) FLAP $35^\circ \rightarrow 0^\circ$ $\theta = 13^\circ F_s = 121b$ 	<ul style="list-style-type: none"> θの変化が大きい $F_s \sim \theta$ が LINEAR でなく θ の細かい CONTROL が困難 ビーブの効き小 FLAP $35^\circ \rightarrow 0^\circ$ $\theta = 11^\circ F_s = 141b$ 	<ul style="list-style-type: none"> θ の変化が非常に大 ビーブの効き小 FLAP $35^\circ \rightarrow 0^\circ$ $\theta = 8^\circ F_s = -151b$ 		
C (2) FLAP 下 げ 減 速					
C (3) FLAP 上 げ THROTTLE を開 加 速					
D (1) CARGO DOOR 開 減 速	ビーブ不足	CARGO DOOR 開閉そのものは問題ないが θ, ϕ の安定に難あり			
D (2) CARGO DOOR 閉 加 速					

パオンの基本形態を基準にして行なった。なお、形態変化のうち脚を出した場合および重心の時間的移動が行なわれる場合の飛行性は、予備試験の結果図 8 (C) に示したように良好であったため、表 5 に示した試験項目からは除外した。

表 5 に示した形態変化に関する試験結果を、パイロット・レイティングにより図 9 に示す。またパイロット所見を表 9 に示す。

表 9 のパイロット所見中にみられるとおり、形態変化時の飛行性の評価を行なう際、機体の運動性とともに操縦系統の特性について具体的な評価が行なわれている。操縦系統に関するこれらの所見を 3 舵の効き、重さについて定量的に表わしたものを表 10 に示す。

以上の試験結果より得られた重要な結論は以下の事

項である。

(1) 図 8 より、種々の形態変化の行なわれる飛行領域における安定性は縦安定、横安定ともに良好であり、機体重心位置が前方、後方と異なる場合もほぼ同一の飛行性が期待できる。またヨーダンバオフの場合の横安定も問題がないため、故障対策としてヨーダンバを 2 重装備する必要はなく、さらにターンコーディネータを装備する必要もないと考えられる。

(2) 形態変化時の飛行性に関しては、図 9 および表 9 よりスピードブレーキの開閉およびフラップスラットの上下の際に若干縦揺れ操縦が困難となるが、脚の上げ下げ、重心の移動、カーゴドアの開閉、およびスロットル開閉ではほとんど問題はなく、全般的に飛行性は形態変化時も良好である。

表 9 (3) パイロット所見 (形態変化に関する試験, 飛行状態 23)

パイロット名 試験項目	A	B	C	D	E
B (1) 水 平 飛 行		○縦および横操縦の RESPONSE が弱い	○ S_e 大 (+2.5°) ○横安定が悪く ϕ の確立困難 ($\Delta\phi = \pm 2.5^\circ$)		○ビープ効き不足 ○方向 TRIM 容量 $\phi = 5 \sim 7^\circ$ の定常横滑り中, F_r が大きくこれを $1/2$ 程度に減らすのに
B (2) (3) 旋 回	○ ϕ に伴う ϕ 大 ($\phi = 30^\circ$, $\dot{\phi} = 5^\circ/\text{sec}$) ○ ϕ 保持が PROPER に出来ない ($\Delta\phi = \pm 2.5^\circ$)	○3 舵共に重い		○ ϕ の保持やや困難	では不足気味
C (1) (2) 横 滑 り	○ ϕ が極小であり横滑り (ϕ の保持) 困難 ($\phi = 7^\circ$ $\beta = 14.5^\circ$ $\dot{\phi} = 0.4^\circ/\text{sec}$ $r_r = 1051b$)	F_r 大 ϕ (特に $> 5^\circ$) の保持が非常に難しい ($\phi = 10^\circ$ $\beta > 20^\circ$ $\dot{\phi} = \pm 0.8^\circ/\text{sec}$ $F_r = 1231b$)	○ ϕ の確立困難 ($\Delta\phi = \pm 2.5^\circ$) ○ F_r (特に B.O.F) 大 ○ δ_e と δ_r の調和不良 ($\phi = 7^\circ$ $\beta = 19^\circ$ $\dot{\phi} = \pm 0.5^\circ/\text{sec}$ $F_r = 111b$)	○ F_r SLUGGISH BOF を含め全般に重い	○高速時と比し, δw , S_e の増加する割合やや大きすぎる感あり
D (1) THROTTLE 閉 降 下	○縦操縦の効き不足 (S_e が大きすぎる)			○SPEED STABILITY OK しかし S_e やや大	
D (2) THROTTLE 開 上 昇	○ビープ不足				

表 10 3 舵 特 性 に 関 す る 評 価

(1) 舵の重さ (所要の姿勢変化に必要な操縦力)

横:縦:方向の最適調和を 2:3:5 (パイロットのみ 3:4:5) とした場合の評価

パイロット名 飛行状態	A	B	C	D	E	総 合
操縦装置	21 22 23	21 22 23	21 22 23	21 22 23	21 22 23	
横 F_a/δ_e	2 2 2	2 3 3	1 2 2	3 3.5 3	2 4 2	高速に比し, 低速で軽くなる割合が小
縦 F_e/δ_e	3 4 4	4 4 4	2 3 3	5 5.5 5	4 4 4	若干重い
方 向 F_r/δ_r	6 6 6	5 5 6	3 3 3*	8 8 8	2 — 7	低速時重い

* 横滑り時は別

(2) 舵の効き (操作量に対する姿勢変化)

各舵共最良の効きを「5」とした場合の評価

パイロット名 飛行状態	A	B	C	D	E	総 合
操縦装置	21 22 23	21 22 23	21 22 23	21 22 23	21 22 23	
横 $\delta_e/\delta w$	5 5 5	5 5 4	6 4 4	4.5 4 4.5	5 5 5	O K
縦 δ_e/S_e	3 3 3.5	4 5 4	5 4 3	4 4 3.8	4 4 4	不 足
方 向 δ_r/S_r	6 6 6	6 4 6	5 5 5	8 5 —	6 — —	過 大

表 11 操縦装置特性評価一覧表

評価 % 操縦系統特性 P I L O T 飛行状態 区分			$\left(\frac{\text{試験値}}{\text{予想希望値}} - 1 \right) \times 100$																			
			予備試験					本 試 験										最適試験を求める試験				
			(B)	(C)	(A)	(A)					- 6 (D)					- 4 , - 7						
			A	A	A	B	C	D	E	平均	A	B	C	D	E	平均	A	B	C	D	E	平均
舵 の 重 さ (F/δ)	縦	21	+15	+18	+30						+18	+36	+35	0	+20	+22	-12	-49	-67	~	-25	-53
		22	+10	0	+13						0						-23					
		23	0	0	+20	0	0	0	0	+4	0	0	0	+15	0	+3	(-11)					
		総合	同右	同右		高 速 時 過 剩					高 速 時 過 剩					最 適						
	方向	21	+30	+30	+30						0	0	30	0	0	+6	-43					
		22	0	+10	+25						0											
		23	+100	+100	+50	+40	+30	+30	+15	+37	0	40		0	0	+10	-67					
		総合	過剩	過剩		過 剩					適 当					最 適						
	横	21	0	0	0						0	0	0	-25	0	-5	-17					
		22	0	0	0						0											
		23	0	0	+10	+10	0	+20	0	+8	0	+10	0	+15	0	+5						
		総合	適当	適当		適 当					適 当					最 適						
舵 の 効 き (δ/S)	縦	21	-15	-18	-30						-18	0	0	+20	0	0	-38			-25		32
		22	-13	0	-13						0											
		23	-8	-5	-17	0	0	-U,S	+15	-2	-5	0	0	0	0	-1	-5 (-9)					
		総合	不足	適当		不 足					適 当					最 適						
	方向	21	0	0	0						0	+36	0	+100	0	+27	-56					
		22	0	0	+35						0											
		23	0					+20		+5	0		+20	+30	0	+11	0	-25				
		総合	適当	小舵不足		少 し 過 剩					少 し 過 剩					最 適						
	横	21	0	0	-10						0	0	0	+25	0	+5	-25					
		22	0	0	0						0											
		23	0	0	-20	+10	0	0	0	-1	0	+10	0	+15	0	+5						
		総合	適当	適当		適 当					適 当					最 適						
Beep Trimの効き (δH)		21			-40						0	0	0	0	-20	-4	-38					
		22			-40						0						0					
		23			-30	-50	0	-20	-30	-26	0	-30	0	0	0	-6	-28 (-33)					
		総合				不 足					適 当					最 適						
注) 評価が2つあるものは上段が小舵、下段が大舵に対するものを示す。 () は予想値																						

注) 最適試験を求める試験とは操縦系統の最適特性を求める試験のことである。

(3) 表10に示したように操縦系統特性に関しては下記の結果が得られた。

- (a) 縦操縦系統は操縦力が若干大きく、効きは不足している。またビープスイッチによる水平安定板のトリム速度は低速時特にフラップ操縦時に少し不足である。
- (b) 横操縦系統は重さ、効きともに良好である。
- (c) 方向操縦系統は効きに対してペダルストロークが小さい。

このように横操縦系統を除き、操縦系統の特性に改善の余地があることがパイロットにより指摘された。

5.3 望ましい操縦系統特性

図6に示した操縦系統特性の各案のうちA(原特性)、B、Cの比較試験はパイロット1名により予備試験として行なわれた。試験結果を、各舵の効き、重さについてパイロットが望ましいと考える値からの隔りとして表11の予備試験の欄に示す。同表より原特性の不具合としては縦操縦系統の重さが過大であり、かつ効きが不足していること、ビープスイッチによる水平安定板のトリム速度が不足していること、方向操縦系統の重さが過大であること、などであることがわかる。横操縦系統は重さ、効きともに満足のいくものである。これらの結果は5.2の試験結果(3)で述べたことと一致している。

これらの試験結果をもとに、比較的簡単な設計変更により実現可能な操縦特性の改善案として得られたのが図6に示した案(D)である。改善案(D)は原案(A)と比較して縦操縦系統の効き(δ_e/S_e)を1.25倍に、ビープスイッチによる水平安定板のトリム速度($\dot{\delta}_H$)を1.3倍にし、方向操縦系統の重さ(F_r/S_r)特性を高速時用(スラット上げ)と低速時用(スラット下げ)の2種にしたのが改良点である。昇降舵操舵力は後述するようにMIL規格との関係を考慮して原特性のままとした。

原案(A)および改善案特性(D)に関する比較試験結果を表11の本試験の欄に示す。ただし比較状態は飛行状態23のみについて行ない、飛行状態21については改善案(D)のみについて試験した。また飛行状態22についてはパイロット1名により実施した。改善案(D)に対するパイロット評価結果を図示すると図10となる。

表11の最適特性の欄に示した評価値は、各パイロットが各々に最適と考えられる特性を得るために、図6に例示した操縦系統改善案(D)のパラメータを任意に変更して試験を行なった結果であり、主として改善案(D)に対して不満と感じられた項目についてのみ行な

われた。

以上示した試験結果は、具体的な設計、技術資料を得るためにパイロット所見そのほかに基づいて操縦系統特性の評価を定量的に求めたものであり、パイロットの個人差が相当結果に現われているが、改善特性Dに関して総合評価としてまとめると以下のようである。

(1)縦操縦系統: 舵の重さ(F_e/S_e)(原特性と同一)は飛行状態22, 23の低速時の場合はよいが、飛行状態21の高速時には30%程度重すぎる。効き(δ_e/S_e)は原特性にくらべ良好であり、ほぼ最適特性に近い。

(2) 方向操縦系統: 舵の重さ(F_r/S_r)は高速時と低速時の2種の特性を採用することにより良好である。効き(δ_r/S_r)(原特性と同一)は過剰気味である。

(3) 横操縦系統(原特性と同一): 重さ、効きともに良好である。

(4) ビープスイッチによる水平安定板のトリム速度は原特性では明らかに不足であり、改善特性により一応満足のいくものとなった。しかし更にトリム速度は大なることが望ましい。

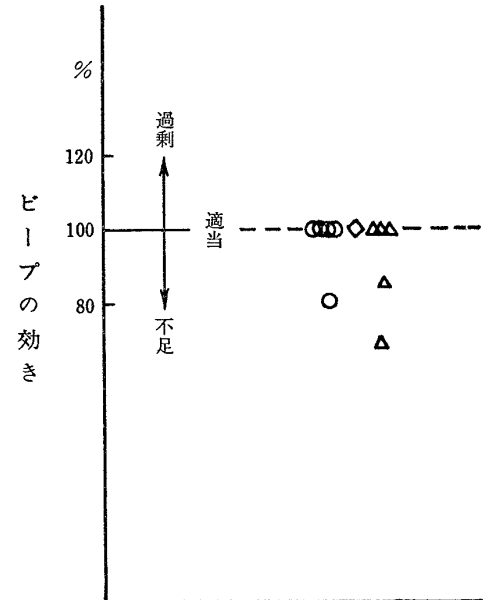
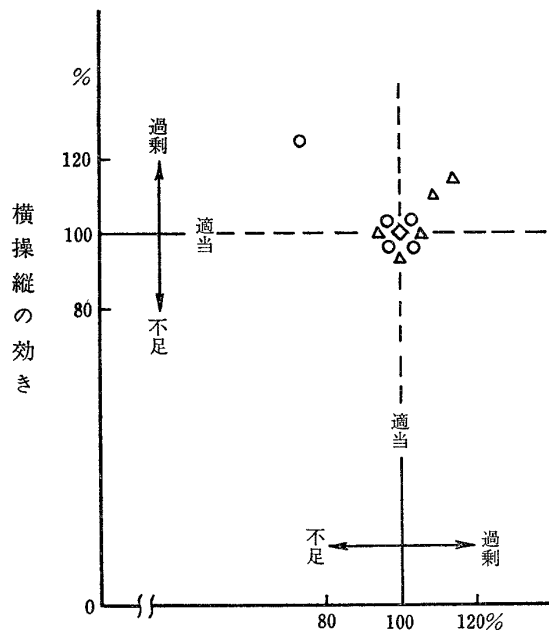
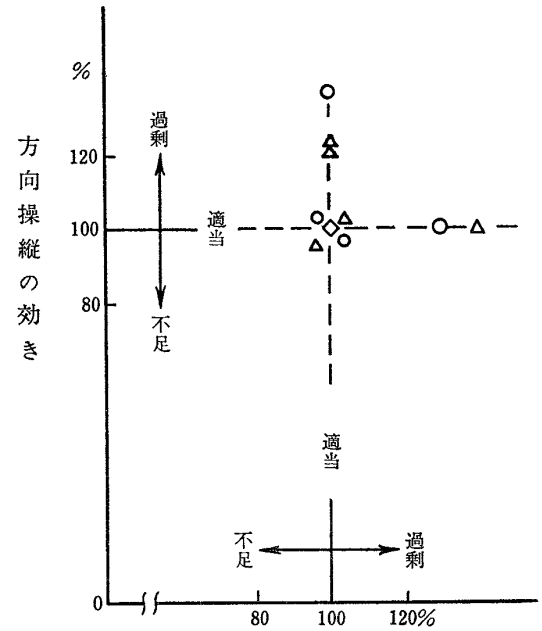
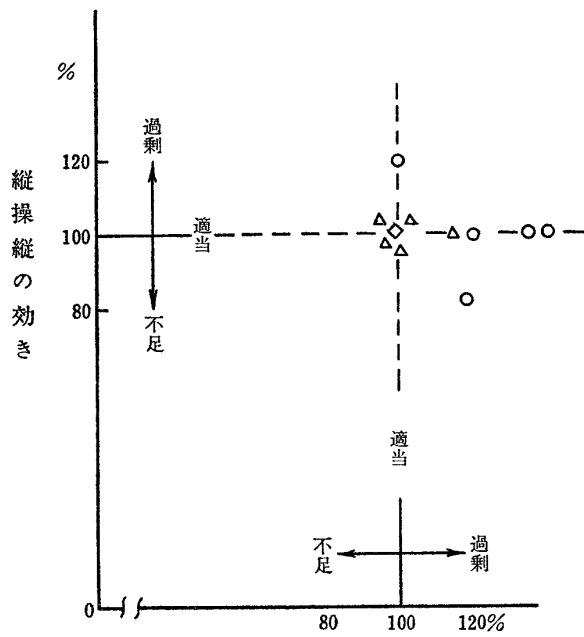
以上述べたように3舵および水平安定板トリム速度の特性改善案(横操縦系統は原特性と同一)による操縦性は、ほぼ満足のいくものであることが判明した。なお縦操縦系統の舵の重さは現状では重過ぎるものであるが、パイロットの所望値MILは規格内の下限近くであり、本機で採用したフィール方式*では重心位置25%MACで所望値になるようにすると、最後方重心位置のときMIL規格から大きくはずれることになる。この問題を解決するためにはフィール方式の設計変更を考慮すると同時に、本機の設計規格として用いられているMIL規格そのものが、国産機の設計規格として全面的に妥当なものであるかどうかの検討も行う必要があると考えられる。

6. まとめおよび検討

6.1 試験結果のまとめ

以上述べたXC-1機の安定操縦性、飛行ミッション

注 * フィール方式; 大型機では操縦装置の操縦力が一般に過大となるので、機力操縦装置を付加する。機力操縦装置のあるものは空気力学的な操縦反力が操縦装置に得られないので、人工的に操縦反力を与えるフィール装置(Artificial feel System)を付加する。それには各種の方式がある。本機ではQ-feelと呼ばれるものを採用してある。



ただし、
 ○；飛行状態21の場合
 ◇；飛行状態22の場合
 △；飛行状態23の場合

図 10 3 舵操縦系統および水平安定板トリム速度特性の改善案に対する評価

の遂行能力、操縦系統特性に関するフライト・シミュレーション試験により得られたおもなる事項は以下のとおりである。

(1) 安定操縦性: 代表的な数種の飛行状態(長距離巡航, 高速巡航, 着陸進入, および空中物量投下飛行状態)についての飛行性に関する試験結果より, 本機は全飛行領域にわたって基本的な安定操縦性は良好であると考えられる。ただし高速巡航時の横静安定は若干大きすぎると判定される。

(2) ヨーダンパおよびターンコーディネータ: ヨーダンパにより飛行性はパイロット・レイティングで1程度向上する。しかしヨーダンパオフの状態でも安全な飛行が可能であるので, 故障対策としてヨーダンパを2重に装備する必要は必ずしもないと考えられる。また本機で考えられているターンコーディネータによる飛行性の向上はほとんど認められないため, このターンコーディネータを装備する必要はほとんどないと考えられる。

(3) 特殊な飛行ミッションなどの遂行能力: スピードブレーキの開閉, カーゴドアの開閉, 重心の移動, フラップの上げ下げ, スロットルの急激な開閉などの飛行中における種々の形態変化に関する試験の結果, 形態変化時の飛行性は全般的に良好であることが判明した。したがって本機は編隊飛行, 空中物量投下などの特殊な飛行ミッション遂行のために必要かつ十分な性能を有すると考えられる。

(4) 操縦系統の特性: 3 舵および水平安定板トリム速度特性について検討を行なった結果, 現設計特性は縦および方向操縦系統の重さが過大であり, 縦操縦系統の効きおよびビープスイッチによる水平安定板トリム速度が不足していること, および, 横操縦系統は重さ, 効きともに良好であることが判明した。

(5) 操縦系統特性の改善: 前項の試験結果に基づき方向操縦系統の重さを軽減し, 縦操縦およびビープトリムの効きを増大した特性改善案について評価試験を行ない, ほぼ良好な結果を得た。これは, ただちに, 設計に取り入れられた。

6.2 検 討

(1) シミュレーションの方法について: フライト・シミュレーション試験を行なう場合には実機を忠実に模擬したシミュレータにより, できるだけ多数回の試験を行なうことが望ましいことは言うまでもない。実機の忠実な模擬という点で最も重要であり, かつ常に問題となるのは操縦系統の模擬である。この点が, 特に操縦系統に関する試験の場合に限らず, 通常の安定

操縦性に関する試験においても重要であり, 本試験においてもパイロット所見の大半が操縦系統特性に関するものである。

本試験で用いた模擬操縦席装置は, 2.1 (2)項で述べたように任意の操縦系統特性の模擬が可能であり, XC-1機の操縦系統特性を機能, 性能的にカバーすることができた。しかし厳密に言えば操縦桿, 輪のタイプと寸法, パワーレバー, 各種スイッチ類および計器配置などは実機のそれらとはある程度異なっており, これらの相違が細かい点で試験結果にも影響していると考えられる。将来の試験においては操縦装置その他はできる限り実機同様のものを用いるようにしたい。

次に試験回数に関しては, 本試験を通じて全体的には多人数のパイロットにより多数回の試験を行ない, 各々の試験結果を総合することにより結果の信頼性を確保することにした。しかし試験実施日数に対し試験項目が多すぎたきらいがあり, 各項目について慣熟飛行も含めたパイロット1人当りの試験回数は比較的少なく, この点で試験結果の信頼性に多人数で試験を行なったプラスの面のほか, マイナスの面もある。

(2) シミュレーション試験の内容について: 試験内容はいうまでもなく試験目的に応じて定められるものであり, 設計資料を得るための試験であるか, あるいは設計特性に関する評価試験であるかにより異なってくるが, 一般的にいて次の点を考慮する必要がある。すなわち機体特性あるいは操縦系統特性などの評価試験を行なう場合, 試験は評価目的である設計特性についてのみ行なうのではなく, 設計値の近傍でパラメータを種々変化させて試験を行ない, それらとの比較評価によりはじめて設計特性の客観的な評価が可能である。本試験においても出来るかぎりこのような手法を取り入れることにしたが, 前項に述べた通り1項目当りの試験回数が少なかったため, 必ずしも十分なパラメータ変化を加えた試験は行なえなかった。

(3) シミュレーション試験結果について: 本文に示したように最終的な試験結果はほとんどパイロット・レイティングおよびパイロット所見に基づく評価として得られ, この点に関するかぎり試験目的に対して満足のいく結果が得られたと考えられる。しかし最も客観的な試験データとしてはすべての試験ケースごとにオシログラフ飛行データが得られており, これを解析することにより種々の技術資料が得られるはずである。たとえば飛行中における操舵回数, 最大振幅, 水平飛行中における所定経路からの偏り量などにより, パイロットによる評価とは独自に機体特性などに関する

る評価を行なうことができると考えられる。しかしこうした評価量は得ることは容易であるが、正当な評価測度であり得るか否かについては種々議論のあるところであり、本試験においては特にこうした評価は行なわず、飛行データはパイロットによる評価結果に対するバックアップデータとして用いた。

7. あとがき

以上述べたフライト・シミュレーション試験は、実機の試作1号機の完成の約1年前の段階で行なわれたもので、シミュレーションで用いられた機体特性そのほかは、風洞試験などにより得られたものである。本試験による大きな成果は、XC-1機の設計特性、特に操縦系統特性が改善されたことである。さらに、大きな成果としては、本機は全般的に良好な飛行性を有し、実用輸送機としての十分な機能、性能を有することが確認されたことである。

一般に、シミュレータ飛行の困難さのゆえに、シミュレータ試験による評価は実機による飛行試験で得られる評価よりも厳しくなりがち（パイロット・レイティングで1点位い）であり、実機の性能は本シミュレーション試験に現われたものより優れたものであると考えられる。また、今後行なわれるシミュレータ試験あるいは試作1号機による飛行試験により、XC-1機はさらに改良され、世界的にもより優れた性能を有する飛行機となることが期待される。

昭和45年度には実機の完成直前、パイロット訓練も含め、主として離着陸性能および失速時の飛行性などについて詳細なシミュレーション試験を実施する予定である。

終りに、本報告をまとめるにあたり、計測部自動制御第一研究室名越孝行技官の協力を頂いたことを付記する。

参 考 文 献

- 1) 松浦, 樋口ほか; 汎用飛行シミュレータ設備の計画, 構造および特性, 航技研報告 TR-70(昭和40)
- 2) G. E. Cooper, R. P. Harper; Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities, NASA TN D 5153 April 1969, ほか
- 3) 樋口, 堀川ほか; STOL 飛行艇のフライト・シミュレーション試験, 航技研資料 TM-86(昭和41)

付録 1 有次元空力係数と無次元空力係数の関係

$$X_u = -\frac{g\rho u_o S}{W}(C_{D_o} + \frac{1}{2}C_{D_u})$$

$$X_\alpha = \frac{g\rho u_o^2 S}{2W}(C_{L_D} - C_{D_\alpha})$$

$$\Delta X(\Delta\delta_s) = -\frac{g\rho u_o^2 S}{2W}C_{D_s}(\Delta\delta_s)$$

$$X_{\delta T} = -\frac{g}{W}(T_{MAX} - T_{MIN})\cos(\alpha_o + 2)$$

$$\Delta F_x = -\frac{g\rho u_o^2 S}{2W}\Delta C_D$$

$$Z_u = -\frac{g\rho S}{W}(C_{L_o} + \frac{1}{2}C_{L_u})$$

$$Z_\alpha = -\frac{g\rho u_o S}{2W}(C_{L_\alpha} + C_{D_o})$$

$$Z_\alpha = -\frac{g\rho S c}{4W}C_{L_\alpha}$$

$$Z_q = -\frac{g\rho S c}{4W}C_{L_q}$$

$$\Delta Z(\Delta\delta_s) = -\frac{g\rho v_o S}{2W}C_{L_s}(\Delta\delta_s)$$

$$Z_{\delta H} = -\frac{g\rho v_o S}{2W}C_{L_{\delta H}}$$

$$Z_{\delta e} = -\frac{g\rho v_o S}{2W}C_{L_{\delta e}}$$

$$Z_{\delta T} = -\frac{g}{W u_o}(T_{MAX} - T_{MIN})\sin(\alpha_o + 2)$$

$$\Delta F_z = -\frac{g\rho u_o S}{2W}\Delta C_L$$

$$M_u = \frac{\rho u_o S c}{I_Y}(C_{m_o} + \frac{1}{2}C_{m_u})$$

$$M_\alpha = \frac{\rho v_o^2 S c}{2 I_Y}C_{m_\alpha}$$

$$M_\alpha = \frac{\rho u_o S c^2}{4 I_Y}C_{m_\alpha}$$

$$M_q = \frac{\rho u_o S c^2}{4 I_Y}C_{m_q}$$

$$\Delta M(\Delta\delta_s) = \frac{\rho u_o^2 S c}{2 I_Y}C_{m_s}(\Delta\delta_s)$$

$$M_{\delta H} = \frac{\rho u_o^2 S c}{2 I_Y}C_{m_{\delta H}}$$

$$M_{\delta e} = \frac{\rho u_o^2 S c}{2 I_Y}C_{m_{\delta e}}$$

$$M_{\delta T} = \frac{1}{I_Y}(T_{MAX} - T_{MIN})\sin(\alpha_o + 2)\Delta l$$

$$\Delta M = \frac{\rho u_o^2 S c}{2 I_Y}\Delta C_m$$

$$Y_\beta = \frac{g\rho u_o S}{2W}C_{Y_\beta}$$

$$Y_p = \frac{g\rho S b}{4W}C_{Y_p}$$

$$Y_r = \frac{g\rho S b}{4W}C_{Y_r}$$

$$\begin{aligned}\Delta Y(\Delta \delta_s) &= \frac{g \rho u_o S}{2W} C_Y(\Delta \delta_s) & L_{sr} &= \frac{\rho u_o^2 S b}{2I_x} C_{Ysr} \\ Y_{sr} &= \frac{g \rho u_o S}{2W} C_{Ysr} & N_p &= \frac{\rho u_o^2 S b}{2I_z} C_{Np} \\ L_p &= \frac{\rho u_o^2 S b}{2I_x} C_{lp} & N_p &= \frac{\rho u_o S b^2}{4I_z} C_{Np} \\ L_p &= \frac{\rho u_o S b^2}{4I_x} C_{lp} & N_r &= \frac{\rho u_o S b^2}{4I_z} C_{Nr} \\ L_r &= \frac{\rho u_o S b^2}{4I_x} C_{lr} & \Delta N(\Delta \delta_s) &= \frac{\rho u_o^2 S b}{2I_z} C_N(\Delta \delta_s) \\ \Delta L(\Delta \delta_s) &= \frac{\rho u_o^2 S b}{2I_x} C_L(\Delta \delta_s) & N_{\delta_r} &= \frac{\rho u_o^2 S b}{2I_z} C_{N\delta_r} \\ L_{\delta_o} &= \frac{\rho u_o^2 S b}{2I_x} C_{L\delta_o}\end{aligned}$$

付録2 機体常数および空力係数

単位 飛行状態		1	2	3	21	22	24
項目							
W	kg	38,700	36,860	38,700	38,700	35,450	36,860
CG	%	25	25	19	25	25	25
Q	kg/m ²	700.0	171.9	1756.0	1756.4	279.3	200.0
I _x	kg・m・S ²	73.95×10 ³	71.72	74.88	75.0	69.9	73.4
I _y	"	98.50×10 ³	97.50	96.30	95.2	92.9	94.0
I _z	"	142.00×10 ³	139.90	138.80	143.2	139.6	140.2
I _{xz}	"	11.85×10 ³	13.43	14.91	13.9	12.5	5.9
Δl	m	12.61	14.72	22.57	16.62	10.96	40.34
u _o	kt	205.9	102.0	326.0	326	130	110
h _o	ft	35,000	3,000	20,000	20,000	1,500	1,000
M _o	—	0.64	—	0.73	0.73	0.20	0.17
θ _o	deg	0	0	0	0	0	0
α _o	"	2.7	2.2	0.6	1.1	2.2	-0.8
δ _{H_o}	"	-0.2	-2.7	0.9	—	—	—
δ _{so}	"	0	0	0	0	0	0
δ _{ro}	"	0	0	0	0	0	0
δ _{ao}	"	0	0	0	0	0	0
δ _{FLAP_o}	"	0	75	0	0	35	75
δ _{GEAR_o}	—	UP	DOWN	UP	UP	UP	DOWN
δ _{DOOR_o}	—	CLOSE	CLOSE	CLOSE	CLOSE	CLOSE	CLOSE
T _{MAX} -T _{MIN}	kg	1472	5278	3011	3105	4902	5030
C _{Lo}	—	0.458	1.78	0.183	0.183	1,053	1,529
C _{Du}	—	0.034	0	0.053	0.06	0	0
C _{Da}	1/rad	0.288	0.781	0.125	0.101	0.515	0.667
C _{Do}	—	0.032	0.207	0.024	0.024	0.112	0.263
C _{DδH}	1/deg	0	0	0	0	0	0
C _{Lu}	—	0.16	0	0.28	0.31	0	0
C _{La}	1/rad	5.52	5.30	5.43	5.45	5.84	5.27
C _{Lδ}	"	-1.19	-0.94	-10.77	-3.13	-0.85	-0.94
C _{Lq}	1/rad	9.30	9.37	18.55	18.55	9.66	-9.37

付録 2 機体常数および空力係数 (つづき)

項目	単位	飛行状態	1	2	3	21	22	23
$C_{L\delta H}$		1/deg	0.014	0.014	0.012	0.012	0.014	0.014
$C_{L\delta e}$		"	0.007	0.008	0.005	0.005	0.008	0.008
$C_{m\alpha}$		1/rad	-1.38	-1.56	-1.28	-0.95	-1.51	-1.56
$C_{m\alpha}$		"	-7.65	-8.54	-14.0	+13.8	-8.86	-8.54
C_{mq}		"	-21.9	-22.5	-40.7	-39.8	-22.5	-22.5
$C_{m\delta H}$		1/deg	-0.048	-0.049	-0.043	-0.041	-0.049	-0.049
$C_{m\delta e}$		"	-0.025	-0.029	-0.020	-0.019	-0.029	-0.029
C_{mu}		—	0.065	0	0.058	0.077	0	0
C_{mo}		—	0	0	0	0	0	0
$C_{Y\beta}$		1/rad	-0.973	-1.037	-0.946	-0.950	-0.940	-0.869
C_{Yp}		"	0.192	0.635	0.072	0.072	0.395	0.511
C_{Yr}		"	0.425	0.305	0.411	0.410	0.406	0.330
$C_{Y\delta r}$		1/deg	0.006	0.006	0.006	0.005	0.006	0.006
$C_{l\beta}$		1/rad	-0.151	-0.175	-0.181	-0.131	-0.148	-0.173
C_{lp}		"	-0.450	-0.491	0.406	-0.434	-0.500	-0.500
C_{lr}		"	0.206	0.409	0.156	0.156	0.292	0.332
$C_{l\delta a}$		1/deg	-0.0009	-0.0007	-0.0004	-0.0004	-0.0011	-0.0011
$C_{l\delta r}$		"	0.0006	0.0007	0.0008	0.0007	0.0007	0.0008
$C_{n\beta}$		1/rad	0.099	0.123	0.087	0.086	0.141	0.160
C_{np}		"	0.059	0.142	-0.021	-0.021	-0.090	-0.105
C_{nr}		"	-0.227	0.332	-0.223	-0.220	-0.268	-0.315
$C_{n\delta r}$		1/deg	-0.0025	-0.0025	-0.0024	-0.0024	-0.0025	-0.0025

1) *: r によるものも考慮した値2) δ_e による空気力, モーメントは一般に非線形である。本表では省略する。

付録 3 形態変化に伴う空気力, モーメントの変化

スピードブレーキ (飛行状態 21, $\delta_e=30^\circ$)

$$\Delta C_L = -0.590$$

$$\Delta C_D = 0.020$$

$$\Delta C_m = 0.100$$

脚 (飛行状態 22)

$$\Delta C_L = 0.030$$

$$\Delta C_D = 0.016$$

$$\Delta C_m = -0.010$$

カーゴドア (飛行状態 22)

$$\Delta C_L = -0.020$$

$$\Delta C_D = 0.020$$

$$\Delta C_m = 0.020$$

重心移動 (飛行状態 22)

$$\text{前方移動 } \Delta C_m = -0.106$$

(510 lbの物量が STA-1326から STA-8170 へ移動)

$$\text{後方移動 } \Delta C_m = 0.0613$$

(510 lbの物量が STA-1326から STA-8170 へ移動)

フラップスラット (飛行状態 22)

 ΔC_L , ΔC_D , ΔC_m の変化は非線形である。詳細は省略する。

航空宇宙技術研究所資料 201 号

昭和 46 年 4 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)44-9171(代表) ㊦182

印刷所 第一印刷株式会社
東京都新宿区富久町 58
