

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1412

MuPAL- セカンド・コックピット用制御則の開発

飯島 朋子, 村岡 浩治, 船引 浩平, 増位 和也

2000年8月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

略語表	2
記号表	2
1. はじめに	2
2. 設計方針	4
2.1 サイドスティックの操舵反力特性	4
2.2 サイドスティックの左右の操作特性	5
2.3 不感帯	5
2.4 FBWシステム機能確認モード(228モード)の運用範囲	5
2.5 FBWシステム機能確認モード(228モード)制御則	6
3. 飛行シミュレーション実験	7
3.1 概要	7
3.2 セカンド・コックピットの実験環境	7
3.2.1 ハードウェア	8
3.2.2 ソフトウェア	9
3.3 実験方法	9
3.3.1 予備評価	9
3.3.2 調整ゲインの選定	10
3.3.3 FBWシステム機能確認モード(228モード)制御則の妥当性の検証	10
4. 実験結果及び検討	10
4.1 予備評価結果	10
4.1.1 3種類の操舵反力特性の慣熟	10
4.1.2 飛行シミュレーション結果	11
4.2 調整ゲインの選定結果	12
4.2.1 調整ゲイン(ピッチ軸)の選定	12
4.2.2 調整ゲイン(ロール軸)の選定	14
4.3 妥当性の検証結果	16
5. まとめ	17
謝 辞	18
参考文献	18

MuPAL- セカンド・コックピット用制御則の開発*

飯島朋子, 村岡浩治, 舩引浩平, 増位和也**

Design of Control Law for Second Cockpit of MuPAL-

Tomoko IJIMA, Koji MURAOKA, Kohei FUNABIKI, Kazuya MASUI

ABSTRACT

The National Aerospace Laboratory (NAL) is developing a new in-flight simulator, named MuPAL (Multi-Purpose Aviation Laboratory) -. This report deals with the method of designing a FBW (Fly-By-Wire) flight mode control law, named "228 mode" control law for the "Second Cockpit" of the MuPAL-. The "Second Cockpit" is an experimental cockpit in the cabin designed to provide a flexible environment for research on pilot interfaces and effects of motion cues. The "228 mode" is a "direct link mode" which deflects the control surfaces to be proportional to pilot commands. The "228 mode" is used to check the FBW system function before engagement of the experimental control laws. The "228 mode" control law for the "Second Cockpit" has been designed to take into account force versus displacement characteristics, and the different force gradient for right and left roll commands for the sidestick, and to satisfy the handling qualities required to carry out mission tasks for the FBW system function check. A piloted flight simulation using a ground simulator was conducted to evaluate the handling qualities of this control law using the Cooper-Harper rating scale. The simulation results show that the "228 mode" control law designed for the "Second Cockpit" enables the pilot to carry out mission tasks for the FBW system function check and that the sidestick for the "Second Cockpit" is a useful control system for the MuPAL- .

Key words: flight simulation, handling qualities, sidestick, in-flight simulation, FBW (Fly-By-Wire)

概 要

航空宇宙技術研究所では、実験用航空機ドルニエDo228-200型機に、FBW (Fly-By-Wire) システム、DLC (Direct Lift Control) フラップ、セカンド・コックピット等を搭載したイン・フライト・シミュレータMuPAL- (多目的実証実験機) の開発が進捗中である。本研究では、MuPAL- のキャビン内に搭載されるセカンド・コックピット用のFBWシステム機能確認モード(228モード)の制御則を飛行シミュレーションによるパイロット評価実験によって決定した。228モードとは、FBW飛行制御則の一つであり、パイロットからの操縦入力に比例するように操縦舵面を制御するダイレクト・リンク・モードである。本モードは、任意の飛行制御則によるイン・フライト・シミュレーションを行う前に、パイロットが3舵及びパワー操作を行ってFBWシステムが正常に作動することを確認することを目的とする。本研究では、セカンド・コックピットに採用したサイドスティック固有の操舵反力特性や左右操舵入力時の不平衡の問題及びFBWシステムの機能確認のために十分な handling qualities を持つことを考慮して、セカンド・コックピット用228モードの

* 受付け 平成12年6月22日受付 (received 22 June 2000)
** 飛行研究部

制御則を設計した。本制御則によってFBW 操縦システムの機能確認が実施可能であること、及びサイドスティックが MuPAL- のセカンド・コックピットの操作装置として有効であることが確認された。

略語表

CGI	Computer Generated Imagery
DLC	Direct Lift Control (直接揚力制御)
FBW	Fly-By-Wire
HMD	Head Mounted Display
HMS	Head Motion Sensor
IMU	Inertial Measurement Unit (慣性運動センサ)
LCD	Liquid Crystal Display
MuPAL	Multi-Purpose Aviation Laboratory(多目的実証実験機)
PIO	Pilot Induced Oscillations

記号表

F_1	操舵反力特性 1 (ピッチ軸 : 4.50 [N / deg], ロール軸 : 2.20 [N / deg])
F_2	操舵反力特性 2 (ピッチ軸 : 6.60 [N / deg], ロール軸 : 4.50 [N / deg])
F_3	操舵反力特性 3 (ピッチ軸 : 8.80 [N / deg], ロール軸 : 6.60 [N / deg])
e	サイドスティック傾斜角(ピッチ入力) [deg]
a	サイドスティック傾斜角(ロール入力) [deg]
F_e	サイドスティック・ピッチ入力 [N]
F_a	サイドスティック・ロール入力 [N]
ecom	エレベータ舵角コマンド [deg]
acom	エルロン舵角コマンド [deg]

K_e	ギア比 (エレベータ舵角コマンド / サイドスティック・ピッチ入力) [deg/N]
K_a	ギア比 (エルロン舵角コマンド / サイドスティック・ロール入力) [deg/N]
$K_{e'}$	操舵反力特性 1 における基準ゲイン (ピッチ軸) ([deg / N] 及び [deg / lb])
$K_{a'}$	操舵反力特性 1 における基準ゲイン (ロール軸) ([deg / N] 及び [deg / lb])
K_{al}	ロール左右操舵比 [-]
V_{IAS}	対気速度 ([m/sec] 及び [KT])
V_{MC}	最小操縦速度 ([m/sec] 及び [KT])
V_{MO}	最大運用速度 ([m/sec] 及び [KT])
F_{be}	不感帯 (ピッチ軸) ([N] 及び [lb])
F_{ba}	不感帯 (ロール軸) ([N] 及び [lb])
$K_{e''}$	調整ゲイン (ピッチ軸) [-]
$K_{a''}$	調整ゲイン (ロール軸) [-]

1 . はじめに

航空宇宙技術研究所 (以下、航技研) では実験用航空機 Do228-200 型機 (以下、母機) に、FBW (Fly-By-Wire) システム、DLC (Direct Lift Control) フラップ、セカンド・コックピット等を搭載したイン・フライト・シミュレータ MuPAL- (Multi-Purpose Aviation Laboratory 多目的実証実験機) の開発が進捗中である^{1), 2), 3), 4)} (図 1)。セカンド・コックピットは、MuPAL- のキャビン中央

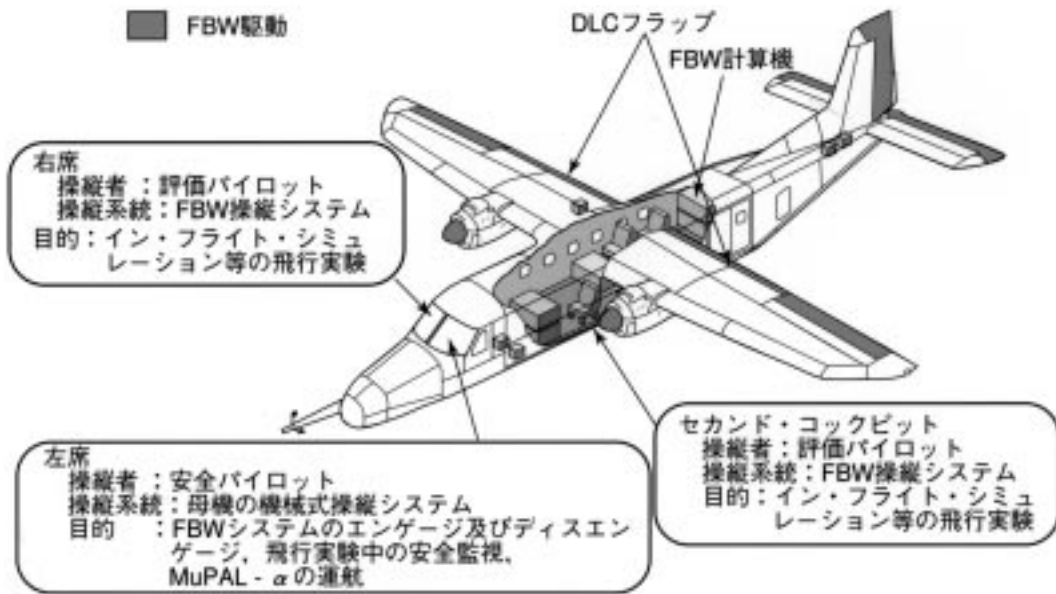


図 1 MuPAL- 各コックピットの操縦系統及び用途

又は前方に搭載した実験用コックピット（図2 - 1, 2 - 2）であり、ディスプレイ、コックピット・デザインなどのパイロット・インターフェースに関わる柔軟な実験環境をもたらすものである。すなわち、従来のコックピットでは、新しいディスプレイや操縦装置などの開発や評価を行う際に空間的余裕が少なく、安全性及び耐空性の観点からも機器を容易に改修しにくいという欠点があるが、セカンド・コックピットでは各種ディスプレイや操縦装置などのパイロット・インターフェースの評価

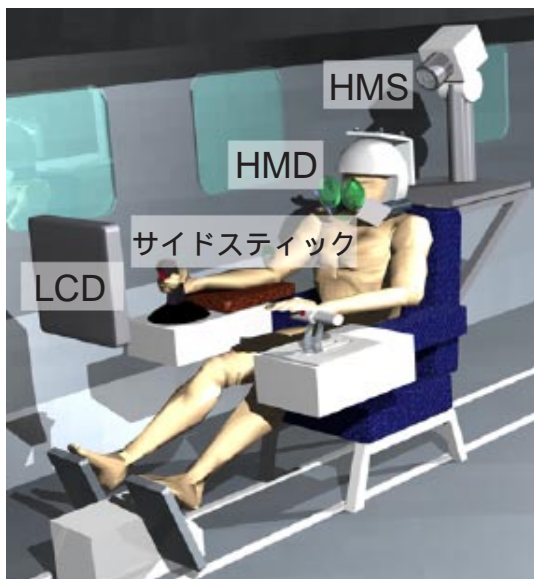


図2 - 1 セカンド・コックピット（イメージ）

を大規模な改修なしで行うことが可能である。本コックピットでは、図2 - 1, 及び図2 - 2のようにサイドスティックによるFBWでの操縦が可能であり、パイロットに対する視覚情報としてCGI（Computer Generated Imagery）による模擬視界や計器が、液晶ディスプレイあるいはHMD（Head Mounted Display）に表示される。また、本コックピットは、海外の研究機関で用いられているイン・フライト・シミュレータに搭載されているセカンド・コックピットとは違った以下のような特徴がある。一つは、セカンド・コックピット全体をキャビン最前方位置と機体重心位置のいずれかに設定できるように設計しているため、パイロットに与えるモーション・キューの調整幅が広いことである。すなわち、出来る限り母機に近いモーション・キューを得たい場合は、本コックピットをキャビンの最前方位置に搭載し、また、機体の回転運動に起因する加速度の影響を除去したい場合には、本コックピットを機体重心位置に搭載することを想定している。また、もう一つの特徴は、本コックピットでは、視界画像をCGIにより任意に作成出来るため、速度や姿勢角等の視覚情報を実際の運動とは別に任意に作り出すことができるという点である。したがって、地上シミュレータのモーション制御のように母機の運動をパイロットの体感、すなわち加速度や角速度を模擬するように制御することによって、母機と全く異なった飛行特性を持つ航空機、例えば宇宙機、ヘリコプタ等の模擬が可能になると考えている。

MuPAL- では、フロント・コックピットの左席（以下、



図2 - 2 セカンド・コックピット外観（MuPAL 搭載時）

左席)を母機固有の機械式操縦系統を残した安全パイロット席とし、フロント・コックピットの右席(以下、右席)及びセカンド・コックピットを任意の飛行制御則を組み込むことが可能なFBW操縦系統を備えた評価パイロット席としている(図1)。すなわち、左席では、離着陸、実験空域までの進出、帰投、及びFBWのエンゲージ、ディスエンゲージが行われ、機械式操縦システムによって評価パイロットによるFBWシステムでの操縦のバックアップを行っている。一方、右席及びセカンド・コックピットでは、FBWがエンゲージがされている間、FBW操縦系統を介して任意の飛行制御則によるイン・フライト・シミュレーションを行う。

これらの評価パイロット席において、任意の飛行制御則によるイン・フライト・シミュレーションを行う前に、FBWシステムの機能確認を行う必要から、FBW飛行制御則の一つとして操縦入力に比例するように操縦舵面を制御するダイレクト・リンク・モード(以下228モード)が設けられている(図3)。本モードでは、評価パイロットが3舵及び推力操作を行ってFBWシステムが正常に作動することを確認する。なお、図3に示すモードA、及びモードBにおいて任意の制御則を組み込むことが可能である。

本機の2つの評価パイロット席におけるピッチ及びロール軸の操縦装置は、右席が母機と同様のコラム・ホイール、セカンド・コックピットがフォース検出型のサイドスティックを採用している。このため、ピッチ及びロール軸の228モード制御則は右席とセカンド・コックピットで別個に設けた。このうち、右席の228モードについては母機の機械式操縦系統のコラム・ホイール変位と舵面変位のためのギア比をそのまま制御則ゲインとして採用した。一方、セカンド・コックピット用の228モード制御則の各種パラメータの設定にあたっては、本機に採用したサイドスティック固有の操舵反力特性や左右操舵入力時の不平衡の問題^{5),6)}等を考慮する必要があり、さらに、評価パイロットが3舵及び推力操作を行ってFBWシステムの機能確認を行う飛行が可能となるための十分

な handling qualities を持つようにする必要がある。

そこで本研究では、上記の問題を考慮し、実機搭載機器と航技研汎用飛行シミュレーション設備の飛行運動計算機⁷⁾を接続して新たに飛行シミュレーション環境を構築し、パイロット評価によって制御則の設計値を決定した。本稿ではセカンド・コックピット用の228モード制御則の設計方法及び本制御則の評価のために行ったパイロットによる飛行シミュレーション実験について述べる。

2. 設計方針

以下にセカンド・コックピット用228モード制御則の各種パラメータの設計方針について述べる。

2.1 サイドスティックの操舵反力特性

セカンド・コックピット用のサイドスティックは3.30 [N]のブレーク・アウト力を有し、また内蔵されているパネの変更によってサイドスティック傾斜角 θ_c (ピッチ入力)、 θ_a (ロール入力)に対する操舵力の勾配を3段階(F_1 (ピッチ軸:4.50 [N / deg], ロール軸:2.20 [N / deg]), F_2 (ピッチ軸:6.60 [N / deg], ロール軸:4.50 [N / deg]), F_3 (ピッチ軸:8.80 [N / deg], ロール軸:6.60 [N / deg]))に変更することが可能となっている(図4)。

イン・フライト・シミュレーションにおいては、このうち一つの操舵反力特性を選択し、その特性のもとでの実験が実施される。228モードは、前述したようにこのイン・フライト・シミュレーションを実施する直前に、機上でのFBWシステムの機能確認に用いられる。従って、このモードは出来るだけ簡単であるべきなので、簡潔な固定パラメータ制御則とし、操舵反力特性の設定に応じたパラメータのスケジューリングや選択、変更等の機能は設けないものとした。このため、パラメータの設定にあたっては3種類の操舵反力特性に共通に適用できるように考慮した。

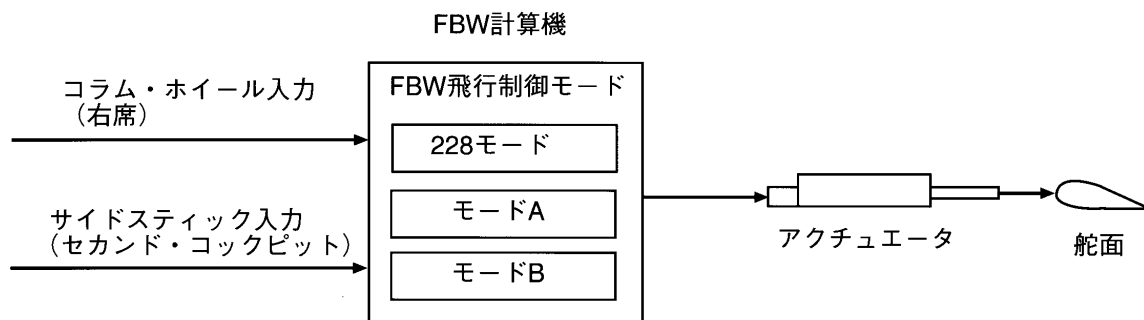


図3 FBW飛行制御モード(エレベータ, エルロン舵角系統)

2.2 サイドスティックの左右の操作特性

サイドスティック方式（右手用）の操縦装置においては、パイロットがサイドスティックを操作する場合、左右の不均衡に起因する問題が生ずることが過去の研究^{5),6)}から明らかとなっている。すなわち、左側へサイドスティックを倒す時は手のひら全体を用いて押すのに対し、右側へ倒す時は指、特に親指で引っ張るように

動かすことになり、左右の操舵力の差を感じるという問題がある。文献(6)では左右方向の力の不均衡が操縦操作においても不均衡をもたらしていることを実験により確認するとともに、この不均衡を解消するための改良型マニピュレータを提案している。

従って、本制御則のパラメータの設定においても、左右の不均衡の問題を考慮し、ロールの左操舵ゲインに対する右操舵ゲインの比率（以下、ロール左右操舵比）については飛行シミュレーション実験によるパイロット評価を行って決定するものとした。

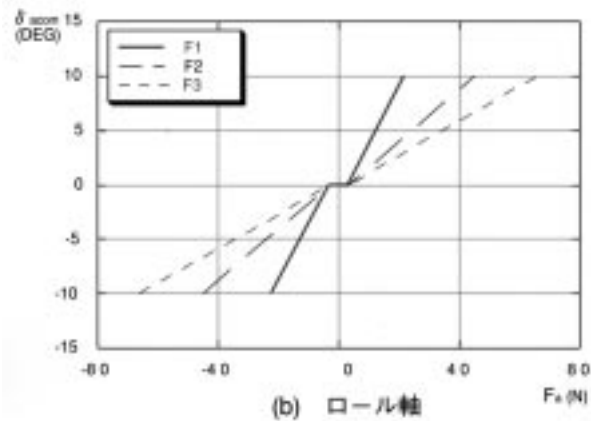
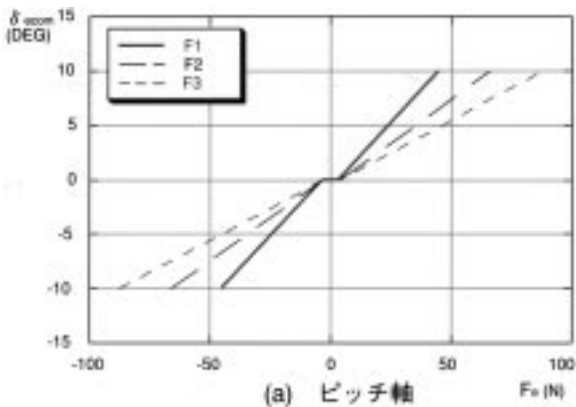


図4 サイドスティックの操舵反力特性

2.3 不感帯

制御則設計時において、パイロットに入力0のホールド状態を手から直接認識させるために不感帯を挿入する必要がある。これが無いとパイロットは自分の0入力状態を認識するために余分な負荷を強いられる。そこで、不感帯の設計値は飛行シミュレーション実験による評価を行って決定するものとした。

2.4 FBWシステム機能確認モード（228モード）の運用範囲

本モードは、前述したように評価パイロットが3舵及び推力操作を行って、FBWシステムが正常に作動することを確認するものである。そして、この機能確認は、飛行実験に供する任意の制御則の設計条件に依存して、図5に示すFBW形態の運用範囲内⁴⁾のあらゆる条件下で行なわれることが想定される。従って、本モードの制御則パラメータの設定にあたっては、FBW形態の運用範囲全域において、サイドスティックの3種類の操舵反力特性の何れを選択したとしても十分なhandling qualitiesを持つように配慮した。すなわち、本モードを用いてFBWシステムの機能確認を行うミッションの範囲を、最小操縦速度 V_{MC} ～最大運用速度 V_{MO} までの速度スweep、姿勢

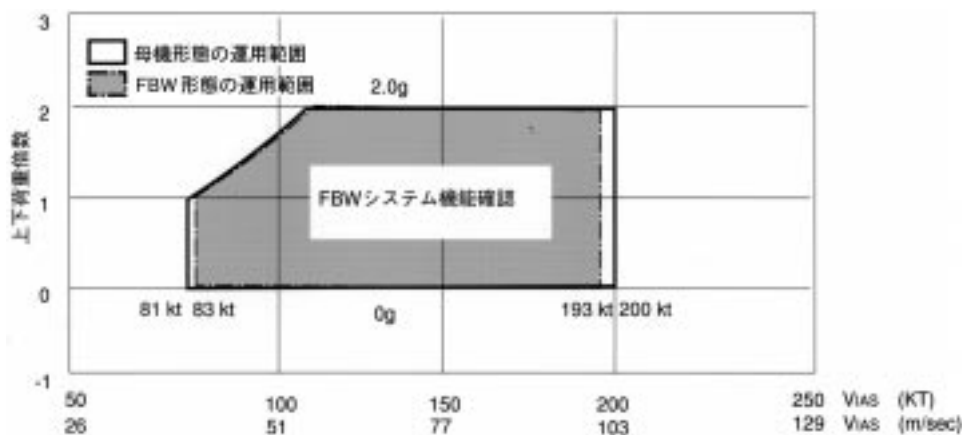


図5 FBWシステム機能確認モードの運用範囲

保持,ロール切り返し,着陸などに想定した。そして,サイドスティックのそれぞれの操舵反力特性でこれらの飛行を行い,本制御則のパラメータの設計値を決定するものとした。ここで,228モードでの運用速度範囲は,実際には43 [m/sec] ~ 99 [m/sec] (83 [KT] ~ 193 [KT]) であるが,安全のために母機の運用範囲42 [m/sec] ~ 103 [m/sec] (81 [KT] ~ 200 [KT]) まで拡大して制御則のパラメータを決定することとした。

2.5 FBWシステム機能確認モード(228モード)制御則

上記2.1~2.4で述べた方針をもとに設計される228モード制御則を以下に示す。また,本制御則のブロック線図を図6,7に示す。図6,7はそれぞれ,セカンド・コックピット使用時のエレベータ舵角制御則,エルロン舵角制御則のブロック線図を示している。

A. エレベータ舵角コマンド [deg] / サイドスティック・ピッチ入力 [N]

図6において,サイドスティック・ピッチ入力 F_e に対するエレベータ舵角コマンド δ_{ecom} のギア比は,以下のようなになる。

$$K_e = K_e \cdot K_{e'} \quad (1)$$

ここで,サイドスティック・ピッチ入力 F_e の絶対値が,不感帯の絶対値 F_{be} より大きい時は,エレベータ舵角コマンド δ_{ecom} は,

$$F_e > F_{be} : \delta_{ecom} = K_e \cdot (F_e - F_{be}) \quad (2)$$

$$F_e < -F_{be} : \delta_{ecom} = K_e \cdot (F_e + F_{be}) \quad (3)$$

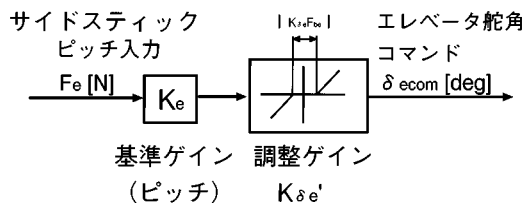


図6 228モード制御則(ピッチ軸)

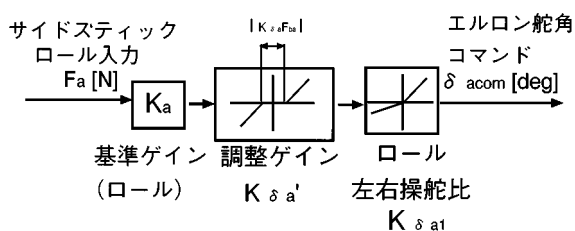


図7 228モード制御則(ロール軸)

となる。

また,サイドスティック・ピッチ入力 F_e の絶対値が,不感帯の絶対値 F_{be} より小さい時は,エレベータ舵角コマンド δ_{ecom} は,

$$-F_{be} < F_e < F_{be} : \delta_{ecom} = 0 \quad (4)$$

となる。

B. エルロン舵角コマンド [deg] / サイドスティック・ロール入力 [N]

図7において,サイドスティック・ロール入力 F_a に対するエルロン舵角コマンド δ_{acom} のギア比は,以下のようなになる。

$$K_a = K_a \cdot K_{a'} \cdot K_{a1} \quad (5)$$

ここで,サイドスティック・ロール入力 F_a の絶対値が,不感帯の絶対値 F_{ba} より大きい時は,エルロン舵角コマンド δ_{acom} は,

$$F_a > F_{ba} : \delta_{acom} = K_a \cdot (F_a - F_{ba}) \quad (6)$$

$$F_a < -F_{ba} : \delta_{acom} = K_a \cdot (F_a + F_{ba}) \quad (7)$$

となる。

また,サイドスティック・ロール入力の絶対値 F_a が,不感帯の絶対値 F_{ba} より小さい時は,エルロン舵角コマンド δ_{acom} は,

$$-F_{ba} < F_a < F_{ba} : \delta_{acom} = 0 \quad (8)$$

となる。

228モード制御則の設計では,上式及び,図6,7に示される調整ゲイン $K_{e'}$ (ピッチ軸), $K_{a'}$ (ロール軸),不感帯 F_{be} (ピッチ軸), F_{ba} (ロール軸),及びロール左右操舵比 K_{a1} ,基準ゲイン K_e (ピッチ軸), K_a (ロール軸)の値を決定する。

ここで,(1),(5)式に示される基準ゲイン K_e (ピッチ軸), K_a (ロール軸)は,パラメータ設計時において,調整ゲイン $K_{e'}$ (ピッチ軸), $K_{a'}$ (ロール軸)を変化させていく際の基準となるゲインであり,これらは最初に決定しておく必要がある。本設計においては,基準ゲインは,一番軽い操舵反力特性である F_1 設定において,最大の操舵反力に対して,エレベータ,及びエルロン舵角が最大となるように決定し,調整ゲインを0.0~1.0の範囲で調整した。

また,調整ゲインを設計する際には,サイドスティック出力からピッチ角,ロール角までを制御対象とみなし,その制御対象の帯域幅と等価時間遅れから,パイロット・レイティング⁸⁾を予測する方法^{9),10)}や,1gあたりの操舵力の規準¹¹⁾を用いること等が考えられる。しかし,

前者においては、今回のパラメータの設計では単純にゲインの決定のみなので、帯域幅と等価時間遅れを計算している位相余裕が変化せずこれらの指標に違いが出ない。また後者においては、米国軍規格¹¹⁾には、センター・スティックコントローラーの規準は存在するものの、サイドスティックコントローラーの規準は存在しない。このため、調整ゲインは飛行シミュレーション実験によるパイロット評価で新たに決定した。

また、不感帯 F_{bc} (ピッチ軸)、 F_{ba} (ロール軸)、及びロール左右操舵比 K_{a1} についても、上記に述べたように飛行シミュレーション実験によるパイロット評価を行って決定した。

3. 飛行シミュレーション実験

3.1 概要

2章に述べた設計方針をもとに、図6、図7に示される228モード制御則の各種パラメータの設計、評価を行うための飛行シミュレーション実験を実施した。

1章に述べたように、セカンド・コックピットでは、模擬視界や計器は液晶ディスプレイあるいはHMDに表示されるが、今回は液晶ディスプレイを用いた操縦のみの評価実験を行った。HMDは、その表示方法そのものが開発中であるため、FBWシステムの機能確認を目的とする228モード制御則の設計においては、基本的には、液晶ディスプレイにおける操縦のみを考慮すれば良いと判断した。ここでは、まず、セカンド・コックピットの実験環境を整備し、飛行シミュレーションによるパイロット評価実験を行った。本章では、セカンド・コックピットの実験環境、実験方法について述べる。

3.2 セカンド・コックピットの実験環境

本実験環境は、今回実施した228モード制御則の設計・

評価のみならず、セカンド・コックピット・システムの各種設計要素の評価、運用範囲の検討、操作手順の確立、及びMuPAL- 完成後における飛行実験実施の事前の地上評価に利用することを目的として構築した。

セカンド・コックピットの実験環境の外観を図8に、システム構成を図9に示す。

本実験においては、実機のFBW計算機で行われる制御則の計算及び機体の運動を航技研汎用飛行シミュレーション設備の飛行運動計算機⁷⁾で模擬した。さらに、サイドスティック、模擬計器ディスプレイ、画像生成計算機、前段処理計算機、パイロット汎用スイッチ等の実機搭載用セカンド・コックピット・システムと飛行運動計算機をイーサネット等で接続して実験環境を構築した。

飛行運動計算機には、セカンド・コックピットの飛行シミュレーションのために今回、前段処理計算機とのデータ通信、操舵入力のための接続インターフェース、セカンド・コックピット用の228モード制御則の模擬用ソ

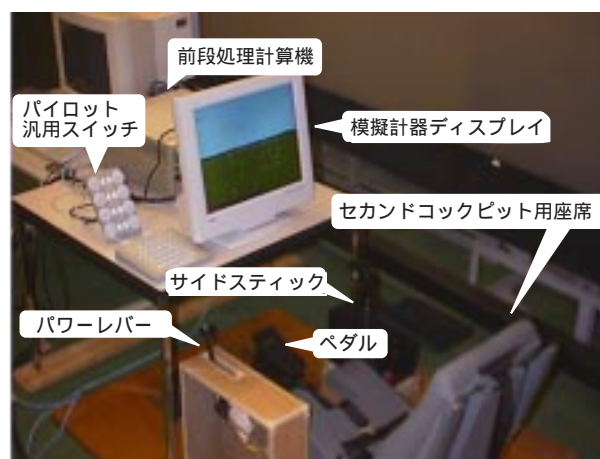


図8 実験環境外観

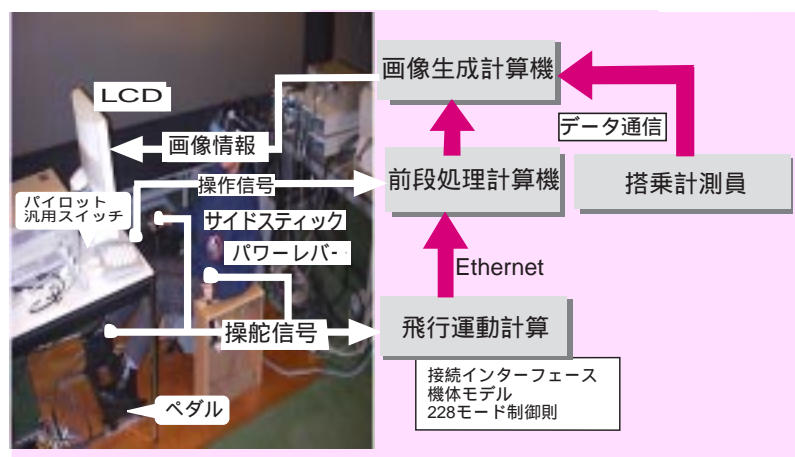


図9 システム構成

フトウェアを組み込んだ。ただし、本実験装置では機体運動データが前段処理計算機に到達するまでの間に発生するFBWセンサ(IMU等)及びARINC629データ・バスによる遅れ等は考慮していない。また、サイドスティック、パワー・レバー、及び座席等の取り付け位置は、実機搭載のためのモックアップ試験の結果を反映したものである。以下に本実験に使われたハードウェア及びソフトウェアについて述べる。

3.2.1 ハードウェア

(1) サイドスティック装置

サイドスティック装置の外観を図10に示す。このサイドスティックは、東京航空計器がヘリコプタ用として開発したものをMuPAL-用に改修したもので、評価パイロットが加えるピッチ軸及びロール軸に対する操縦入力としてパイロットの操舵力を検出する。グリップは右手用で、アームレストの上下位置を調整することができる。

また、本サイドスティックは2.1に述べたように、ピッチ軸及びロール軸を操作するとき、その変位置に比例した反力をグリップに与える機能を有し、この反力は機械的に3段階(図4参照)に調整可能である。なお、この操舵反力特性は飛行中は固定となる。

(2) ラダーペダル及びパワー・レバー

ラダーペダル及びパワー・レバー(図8)は、シミュレーション実験用のセットアップとして、それぞれThrust Master製及びジャムコ製のものを取り付けした。ラダーペダルの取り付け位置は、実機と同様にパイロットの体型に合わせて前後に移動できるようにした。

(3) セカンド・コックピット用座席

座席(図8)は実際に実機に搭載されるセカンド・コックピット用のものであり、母機のフロント・コックピットと同じものである。本実験においても、実機と同様に、



図10 サイドスティック装置

座席の取り付け位置をパイロットの体型に合わせて前後に移動できる構造とした。

(4) 模擬計器ディスプレイ(LCD)

模擬計器ディスプレイ(NEC製 20インチTFT液晶パネル)(図8)は、実機搭載用のものであり、外視界表示モード時に、評価パイロットに対して外部撮影用カメラの映像、画像生成計算機(Silicon Graphics社製:Indigo2 Maximum IMPACT(CPU:R10000,195MHz))で生成した計器またはHUD形式による飛行状態表示、及び様々な形式の航法誘導用シンボル等を表示する。模擬計器ディスプレイには、磁気・磁場の影響を受けず、重量、消費電力に優れたカラーLCDを使用している。今回の飛行シミュレーション実験では、外部撮影用カメラの映像の模擬は行わず、画像生成計算機で生成した模擬計器、及び外視界を使用した。図11に飛行シミュレーション実験で使用した表示内容の例を示す。

(5) 画像制御ディスプレイ

画像制御ディスプレイ(NEC製 10インチTFT液晶パネル)(図12)は、実機搭載用のものであり、模擬計器ディスプレイの表示内容制御のための搭乗計測員の専用ディスプレイである。画像生成計算機の起動/停止、パラメータ設定等の対話操作の画面として、また、試験時に映像モニタ画面として使用する。ただし、画像生成計算機に



図11 模擬視界・計器の表示



図12 画像制御ディスプレイ及び画像生成計算機

よる画像生成中は、本ディスプレイを使用しての操作は出来ない。この場合、表示内容、表示ページの切り替えは、ソフトウェアによりパイロット汎用スイッチ（下記（6）参照）及びキーボードに機能を付加することで実現している。

（6）パイロット汎用スイッチ

パイロット汎用スイッチ（図8）（SGI製）は、実機搭載用のものである。画像計算機による画像生成中に評価パイロット又は搭乗計測員が、表示内容等を切り替えるために使用する装置である。パイロット汎用スイッチは32個のボタン式スイッチを持つボタン部と8個のダイヤル式スイッチを持つダイヤル部で構成されている。飛行シミュレーション実験においては、パイロットは、外視界表示と計器表示の切り替えのために本装置を用いた。

（7）前段処理計算機（スレーブ制御器）

前段処理計算機（図8）（東京航空計器製）は、実機搭載用のものであり、ヘッド・モーション・センサの信号により頭の位置・角度の計算を行うと共に、FBWシステム・データバスからの各種飛行諸元、及びパイロットの操作信号を入手し、その結果を画像生成計算機に送信するシステムである。

本実験では、HMD³⁾を使用しないため、前段処理計算機においては頭の位置・角度の計算は行われず、飛行運動計算機で得られた各種飛行諸元の入手および画像生成計算機への送信が行われた。なお、飛行運動計算機と前段処理計算機、及び前段処理計算機と画像生成計算機

との間のデータ通信はイーサネットで実現した。

3.2.2 ソフトウェア

（1）MuPAL- の数学モデル¹²⁾

MuPAL- の数学モデルは、文献(12)と同じものを利用した。MuPAL- の数学モデルには、母機の空力特性及びエンジン静特性¹³⁾に加え、風洞試験データや飛行実験結果を反映したDLC空力特性¹⁴⁾、エンジン動特性¹⁵⁾、およびFBW / DLCモード論理が組み込まれている。

（2）228モード制御則

今回の飛行シミュレーション実験では、228モード制御則の評価を行うため同モードを作成し、上記の数学モデルに組み込んだ。同モードの設計方針、228モード制御則については、既に2章に述べてある。

3.3 実験方法

本節では、228モード制御則の各種パラメータ決定のための実験方法について述べる。

3.3.1 予備評価

予備評価では、実験を効率よく実施するため、本制御則のパラメータをパイロットの主観によりある程度絞り込んだ。ここで、被験者は、航技研のパイロット2名であり、母機となるDo228-200型機の操縦経験を十分に有している。以下に予備評価手順を示す。

（1）パイロットは、実験実施前に実際にサイドスティックを操作し、操舵反力特性 $F_1 \sim F_3$ を慣熟した。そして、飛行シミュレーション実験によるパイロット評価の参考として、本サイドスティック単体での操作性についてのパイロット・コメントを取得した。

（2）基準ゲイン K_c 、 K_a に対する倍率である調整ゲイン、 $K_{c'}$ 、 $K_{a'}$ をシミュレーション飛行を行いながら1倍、0.8倍、0.6倍・・・と徐々に変化させ、本パラメータの適正範囲をパイロットの主観評価により絞り込んだ。この時パイロットには、本モードにおける運用範囲での飛行を想定し、サイドスティックの操舵反力特性を変化させながら、最小操縦速度 V_{MC} ～最大運用速度 V_{MO} までの速度スweep、姿勢保持、ロール切り返し、及び着陸のタスクを課した。速度スweepにおいては、パイロットには高度を914[m](3000[ft])に保持させながら、なるべく速くスweepさせるというタスクを課した。一方、姿勢保持タスクにおいては、姿勢保持が特に困難となる V_{MC} 、 V_{MO} でのピッチ姿勢保持、バンク30度及び60度でのロール姿勢保持のタスクを課した。また、ロール切り

返しのタスクにおいては、最小操縦速度 V_{MC} 、最大運用速度 V_{MO} 、およびFBWモードをエンゲージする標準的な速度 $62 [m/sec] (120 [KT])$ において、バンク 30 度及び 60 度でのロール切り返しを左右に 3 回行わせた。この際に、パイロットにはアグレッシブネス（ロール切り返しを開始してから目標のバンク角になるまでの時間）を一定に保つように操舵するように留意させた。

(3)パイロットがゼロ入力状態を認識するために余分な負荷を強いられる場合には、2.3にも述べたように不感帯 F_{bc} 、及び F_{ba} を設定した。

(4)パイロットがサイドスティックを左右に操作する際に左右の操舵力の違和感を感じるようであれば、ロール左右操舵比 K_{a1} の値を 1 以上に設定することとした。 K_{a1} の決定については、まずノミナルとしては左右で等しいゲインを設定し、左右が等しいという操作感覚が得られるまで徐々に右側のゲインを上げていくという方法をとった。

3.3.2 調整ゲインの選定

ここでは、上述した予備評価である程度の範囲に絞り込んだ調整ゲイン K_e (ピッチ軸)、 K_a (ロール軸)の中から適切な値を選定するための実験を行った。以下に実験手順を示す。

(1)操舵反力特性を F_1 に、不感帯 F_{bc} (ピッチ軸)、 F_{ba} (ロール軸)、及びロール左右操舵比 K_{a1} を 3.3.1 で決定された値に固定する。

(2)パイロットには、予備評価と同等のタスクを課し、調整ゲイン K_e 、 K_a をパラメータとしたパイロット・レイティング⁸⁾を取得した。この時最適な K_e を選定する際には、 K_a の値を予備評価で絞り込んだ適当な値に固定した。一方で、最適な K_a を選定する際には、 K_e の値を予め選定した最適な値に固定した。また、パイロット・レイティングの他に、レイティングの技術的な判断材料としてパイロット・コメント、及びレイティングやコメントを裏付ける客観的なデータとして飛行データを取得した。

3.3.3 FBWシステム機能確認モード(228モード) 制御則の妥当性の検証

上記の 3.3.2 で決定した調整ゲイン及びその他のパラメータ値が、操舵反力特性 $F_1 \sim F_3$ の何れを選択したとしても、本モードで想定している運用範囲全域において十分な handling qualities が得られるかどうかの検証実験

を行った。ここでは前述の一連のタスクにおいて、パイロットによる評価を実施し、 F_1 、 F_3 の違いによるパイロット・レイティングを取得した。

4 実験結果及び検討

4.1 予備評価結果

4.1.1 3種類の操舵反力特性の慣熟

3.3.1の予備評価手順(1)に述べたように、パイロットは飛行シミュレーション実験前に、実際にサイドスティックの物理的な操舵反力特性 $F_1 \sim F_3$ における操作性を慣熟した。表1に操舵反力特性 $F_1 \sim F_3$ に対するパイロット・コメントをまとめる。

表1に示すとおり、パイロットA、Bともにサイドスティックの操作性としては F_1 が一番良いとのコメントであった。操舵反力特性 F_3 は、 F_1 、 F_2 に比べて最大変位は可能だが、サイドスティックを最大変位させるのにかなりの努力が必要になっていることが分かる。すなわち、この F_3 の操舵反力特性を持つサイドスティックは、バネ反力が剛である、いわゆる“Stiff-stick controller”と呼ばれる特性に近いものである。過去の研究から、“Stiff-stick controller”は、handling qualities を悪化させ^{16), 17)}、大舵の操縦性に難があり輸送機には適さない¹⁸⁾とされている。よって、飛行シミュレーション実験においても、操舵反力特性 F_3 は、 F_1 、 F_2 に比べて handling qualities が悪化することが予測された。

また、パイロットA、Bともにロールの左右の操舵力に対する違和感についてコメントしており、2.2で述べたようにこの問題を228モード制御則の設計で解消する必要がある。

表1 操舵反力特性 $F_1 \sim F_3$ に対するパイロット・コメント

操舵反力特性	パイロットA	パイロットB
F_1	ピッチ軸、ロール軸ともに操作性は良好である。右に倒す方が若干力を要す	ピッチ軸、ロール軸ともに操作性は良好である
F_2	ピッチ軸は F_1 より少し重い程度である。ロール軸は、右へ倒す方が重く、左右の違和感がある。	ピッチ軸は F_1 より少し重い程度であるが、ロール軸は、ほとんど腕相撲をしているような感覚であり、左右の違和感がある。
F_3	ピッチ軸、ロール軸の両軸ともかなり重い。ばね反力がかなり剛である。ロール軸に関しては特に右に倒す方が重く、左右の違和感がある。	ピッチ軸、ロール軸の両軸ともかなり重い。ばね反力がかなり剛である。ロール軸に関しては特に右に倒す方はかなり重く、左右の違和感がある。

4.1.2 飛行シミュレーション結果

表2に3.3.1の予備評価手順の(2)～(4)で得られた結果を、表3にシミュレーション飛行における228モード制御則の各種パラメータ選択時のパイロット・コメントをまとめる。表3には、操舵反力特性 $F_1 \sim F_3$ に共用可能な調整ゲインの範囲の選択、セカンド・コックピットの操縦装置として許容可能なものか、及びピッチ軸とロール軸の操舵のバランスのそれぞれの観点について、予備評価におけるパイロット・コメントを整理してまとめている。

表3から、シミュレーション飛行においてもパイロットは操舵反力特性としては、一番軽いバネ反力である F_1 の操作性が最も優れているとのコメントが得られた。また、 F_1 に基づいて決定された調整ゲインは F_2, F_3 に適用してもパイロット・レイティングが大きく悪化しないとの見通しを得た。 F_3 を基準として調整ゲインを決定するならば、 K_e, K_a を下げれば良いが、そのゲインを F_1 に適用するとパイロット・レイティングが6～7に悪化するとコメントしている。これは、2の設計方針に述べたような $F_1 \sim F_3$ において共用可能な制御則を設定するとの前提条件に反する。

また、不感帯を設定しないと、パイロットは自分の0入力状態を認識出来ないために負荷を強いられていることが明らかとなった。このため、シミュレーション飛行

表2 予備評価結果

制御則パラメータ	パラメータの値, 範囲
K_{cb} [-]	0.4 ~ 0.7
K_{ca} [-]	0.6 ~ 1
F_{be} [N]	5.30
F_{ba} [N]	5.30
K_{ca1} [-]	1.20

表3 予備評価におけるパイロット・コメント(パイロットA及びB)

1	セカンド・コックピットの操縦装置として	<ul style="list-style-type: none"> 操舵反力特性$F_1 \sim F_3$において、どの特性においても操縦可能であるが、F_1の特性が最も良い。 ロール操作はロール左右操舵比が1.0だと右側に倒す方に努力を要する。 トリムがないので、F_1でも常に力を使っている感じである。 不感帯がないと、スティックをさぐるように操作しないと姿勢が保持しにくい。
2	ピッチ軸とロール軸の操舵のバランス	<ul style="list-style-type: none"> F_2のピッチ軸の操舵反力特性とF_1のロール軸の操舵反力特性の組み合わせでも良い。 ピッチ軸の操舵反力特性は、バネ反力が多少強くても良いが、ロール軸の方は右側に倒すのに努力を要するので、改善が必要である。
3	$F_1 \sim F_3$ に共用可能な調整ゲインの選択	<ul style="list-style-type: none"> 実験で絞り込んだ調整ゲインの範囲で、$V_{MO} \sim V_{MC}$まで、クリーン形態、着陸形態における操縦が可能である。 実験で絞り込んだゲインのパラメータにおける、F_1, F_2, F_3のパイロット・レイティングは、$F_1: 2, F_2: 3, F_3: 4$の見通しである。 F_3についてはPIOにならないので許容できる。 F_3を使用するならば、調整ゲインの値を下げた方が良いが、そのゲインをF_1に適用するとパイロット・レイティングが6～7に悪化すると思われる。

により、パイロットがゼロ入力状態を認識できる最小の値 $F_{be} = F_b = 5.30$ [N] (1.20 [lb]) を不感帯として設定した。

さらに、パイロットは左右の操舵力の差をコメントしており、2.2のサイドスティックの左右の操作特性でも述べたように、左右操舵比 K_{ca1} の値を1以上にすることが明らかとなった。このことから、左右が等しいというパイロットの操作感覚が得られる値 $K_{ca1} = 1.2$ をロール左右操舵比として設定した。

以下に基準ゲイン K_e (ピッチ軸)、 K_a (ロール軸)の値の算出式を示す。

(1) 基準ゲイン(ピッチ軸)の算出

エレベータの最大舵角は 25.00 [deg]、 F_1 におけるピッチ軸における最大操舵力の計測値は、 46.40 [N] (10.44 [lb]) である。

よって、予備評価を行う前の基準ゲイン K_e (ピッチ軸)の値は

$$K = \text{エレベータの最大舵角} / \text{最大操舵力 (ピッチ軸)} \\ = 25.00 / 46.40 = 0.55 \text{ [deg/N]} (2.39 \text{ [deg/lb]}) \quad (9)$$

となる。

ここで、調整ゲイン $K_e = 1.00$ として、予備評価により求められた不感帯の値、 $F_{be} : 5.3$ [N] が入ると、エレベータの最大舵角 θ_{ecom} は

$$\theta_{ecom} = K_e \cdot K_{ca} \cdot (F_e - F_{be}) \quad (F_e > F_{be}) \\ = 0.55 \cdot 1.00 \cdot (46.4 - 5.30) = 22.61 \text{ [deg]} \quad (10)$$

となり、最大操舵力でエレベータの最大舵角が出力されなくなる。

よって、不感帯の値を補正すると、基準ゲイン K_e の値は

$$K_e = 0.50 \cdot (25.00/22.61) \\ 0.61 \text{ [deg/N]} (2.70 \text{ [deg/lb]}) \quad (11)$$

となる。

(2) 基準ゲイン (ロール軸) の算出

エルロンの最大舵角は22.00[deg], F_1 におけるロール軸の最大操舵力の計測値は, 26.67 [N] (6.00 [lb]) である。

よって, 予備評価を行う前の基準ゲイン K_a (ロール軸) の値は

$$K_a = \text{エルロンの最大舵角} / \text{最大操舵力 (ロール軸)} \\ = 22.00/26.67 = 0.82 \text{ [deg/N]} (3.67 \text{ [lb]}) \quad (12)$$

となる。

ここで, 調整ゲイン及びロール左右操舵比の値を $K_{a1} = K_{a2} = 1.00$ として, 予備評価により求められた不感帯の値 $F_{ba} = 5.30$ [N] (1.20 [lb]) が入ると, エルロンの最大舵角 α_{com} は

$$\alpha_{com} = K_a \cdot K_{a1} \cdot K_{a2} \cdot (F_a - F_{ba}) (F_a > F_{ba}) \\ = 0.82 \cdot 1.00 \cdot (26.67 - 5.30) = 17.52 \text{ [deg]} \quad (13)$$

となり, 最大操舵力でエルロンの最大舵角が出力されなくなる。

よって, 不感帯の値を補正すると, 基準ゲイン K_a の値は

表4 制御則パラメータの選定結果

制御則パラメータ	パラメータ値
K_e [deg/N]	0.62
K_a [deg/N]	1.03
K_{a1} [-]	0.45
K_{a2} [-]	0.80
F_{ba} [N]	5.30
F_{ba} [N]	5.30
K_{a1} [-]	1.20

$$K_a = 0.82 \cdot (22.00/17.52) \\ 1.03 \text{ [deg/N]} (4.60 \text{ [deg/lbs]}) \quad (14)$$

となる。

4.2 調整ゲインの選定結果

以下に3.3.2に述べた最適な調整ゲインの選定についての飛行シミュレーション実験の結果を表4にまとめる。以下の4.2.1, 4.2.2に表4の結果の考察について述べる。

4.2.1 調整ゲイン (ピッチ軸) の選定

図13-1, 13-2それぞれに調整ゲイン (ピッチ軸) の選定 (3.3.2) で得られた K_e : 0.4 ~ 0.7 におけるパイロット・レイティングの比較 (速度スイープ・タスク, 及びピッチ姿勢保持タスク) を示す。これらの図から, 速度スイープ, 姿勢保持の両方のタスクにおいて, パイロット A, B における適切な K_e の値はそれぞれ, K_e : 0.4 ~ 0.5, K_e : 0.4 であることが分かる。調整ゲインの値が0.5以上になるとパイロット・レイティングが悪化する理由は, K_e の値が0.5以上になると, パイロットに対する制御対象 $1/F_e$ (図14参照) が高ゲインとなり, 高速や低速のところではピッチ姿勢の保持がしにくくなる傾向にあるからであると考えられる。

クロスオーバーモデルの仮説¹⁹⁾に従えば, パイロット・航空機の一巡伝達関数を $1/s$ の次数にするために, 制御対象が高ゲインとなればパイロットは自らのゲインを下げ, 制御対象が低ゲインとなればパイロットは自らのゲインを上げるように調節する。過去の研究²⁰⁾から, パイロット・レイティングは, パイロット・ダイナミックスのゲインが大きすぎても小さすぎても, 悪化することが明らかとなっており, パイロット・レイティングの値が最も良くなるような最適なパイロット・ダイナミックスのゲインが存在することが知られている。このことから,

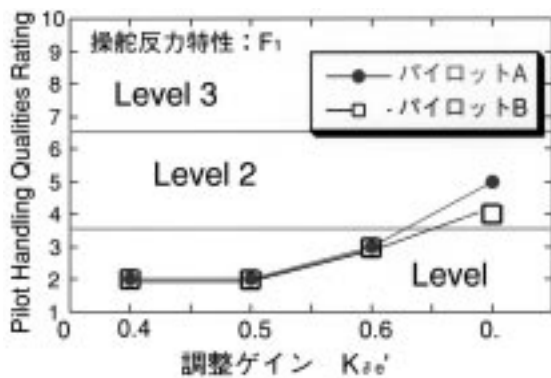


図13-1 パイロット・レイティング (速度スイープ)

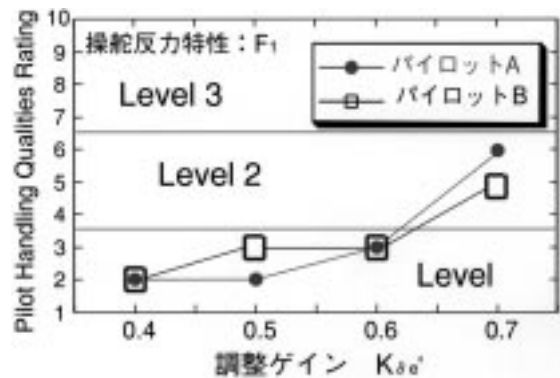


図13-2 パイロット・レイティング (姿勢保持)

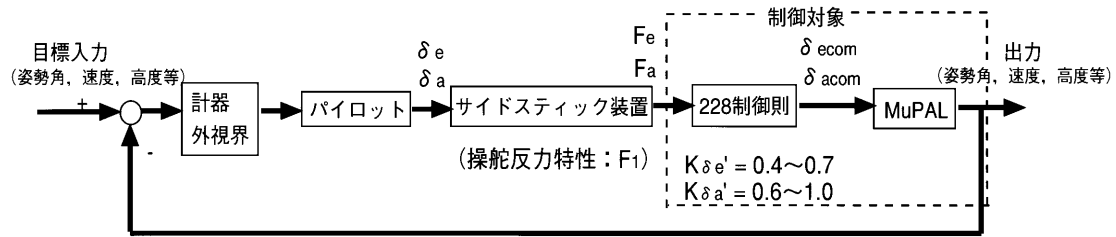


図 14 パイロット - 航空機系

表 5 調整ゲイン (ピッチ軸) $K_{\delta e}$: 0.4 ~ 0.7 におけるパイロット・コメント

$K_{\delta e}$	パイロットA	パイロットB
0.4	<ul style="list-style-type: none"> 自分の入力と姿勢が合っている 速度スィープがスムーズである 少しゲインが低く感じる 	<ul style="list-style-type: none"> V_{MC} でも姿勢の保持可能 不感帯を入れたので、スティックをさぐるように操作をしなくてすみ良好である
0.5	<ul style="list-style-type: none"> 自分の入力と姿勢が合っている 速度スィープがスムーズである ピッチを一定に保とうとするとやや振動的になる 	<ul style="list-style-type: none"> $K_{\delta e} = 0.4$ に比べて上下振動が増える 高速 (V_{MO}), 低速 (V_{MC}) のところで姿勢の保持がしにくい 100 [KT] ~ 160 [KT] では安定してくる
0.6	<ul style="list-style-type: none"> 0.5 に比べてハイゲインであることを感じる 180 [KT] 以上で意図するコントロールがやりにくい スティックをしっかり持っていないと操縦しにくい PIO ぎみである 周期の短い振動があるが, 120 [KT] をきると安定してくる 	<ul style="list-style-type: none"> 0.5 に比べてハイゲインであることを感じる 高速 (V_{MO}), 低速 (V_{MC}) のところで姿勢の保持がしにくい 100 [KT] ~ 160 [KT] ではピッチが安定してくる ピッチが振動し, 安定を欠く
0.7	<ul style="list-style-type: none"> 0.6 に比べてハイゲインであることを感じる 180 [KT] 以上で意図するコントロールがやりにくい スティックをしっかり持っていないと操縦しにくい PIO ぎみである 周期の短い振動があるが, 120 [KT] をきると安定してくる 	<ul style="list-style-type: none"> 0.6 に比べてハイゲインであることを感じる 高速 (V_{MO}), 低速 (V_{MC}) のところで姿勢の保持がしにくい 100 [KT] ~ 160 [KT] ではピッチが安定してくる ピッチが振動し, 安定を欠く

$K_{\delta e}$ の値が 0.4 ~ 0.5 付近でパイロット・ダイナミックスのゲインが最適となり, $K_{\delta e}$ の値が 0.5 以上になると, パイロットは自らのゲインを下げざるを得なくなり, 結果としてパイロット・レイティングが悪化したと考えられる。

このような傾向は表 5 によるパイロット・コメント及び, 図 15 - 1, 15 - 2 に示す飛行シミュレーション結果にも顕著に現れている。表 5 は, 調整ゲイン $K_{\delta e}$: 0.4 ~ 0.7 におけるパイロット・コメントを示している。また, 図 15 - 1, 15 - 2 はそれぞれ, レベル 1 の handling qualities の結果を与えた調整ゲイン $K_{\delta e}$: 0.4 の時と, レベル 2 の handling qualities の結果を与えた調整ゲイン $K_{\delta e}$: 0.7 の場合のパイロット B における飛行シミュレーション結果である。図 15 - 1, 15 - 2 は, 連続的に行った速度スィープにおける操縦を二つに分けてグラフ化したものであり, それぞれ, 低速側から高速側へ速度スィープさせてから V_{MO} で姿勢を保持するまでの飛行シミュレーションと, 高速側から低速側へ速度スィープさせてから V_{MC} で姿勢を保持するまでの飛行シミュレーションの結果を示している。

速度スィープ・タスクの観点から考察すると, 図 15 - 1, 15 - 2 から, 全体的に見て調整ゲイン $K_{\delta e}$: 0.7 の場合は, $K_{\delta e}$: 0.4 に比べて小さな操舵力による制御が行われており, その結果として速度スィープに時間を要していることが分かる。ここには示していないが, パワーレバーの操作においても同様の傾向であった。できるだけ速く速度スィープをさせるといったタスクを課しながらも, 小さな操舵力でしか変化させられなかった理由は, 制御対象が高ゲインとなったため, タスクを達成するためにパイロットが自らのゲインを下げざるを得なかったことに起因するものと推測される。また, パイロットが小さな振幅で操舵を変化せざるを得なくなる場合には, パイロットには操舵への注意力の集中 (「fully attended flight」) といったワークロードが要求される。パイロット A, B の両方において, $K_{\delta e}$ が 0.5 を越えると高ゲインであることを感じるというコメントが示されており, 調整ゲイン $K_{\delta e}$ が 0.5 より増加すると操舵への注意力の集中に関するワークロードが増加していく。

また, ピッチ姿勢保持タスクにおいて考察すると, 図 15 - 1, 15 - 2 から, $K_{\delta e}$ が 0.4 の場合は, $K_{\delta e}$ が 0.7

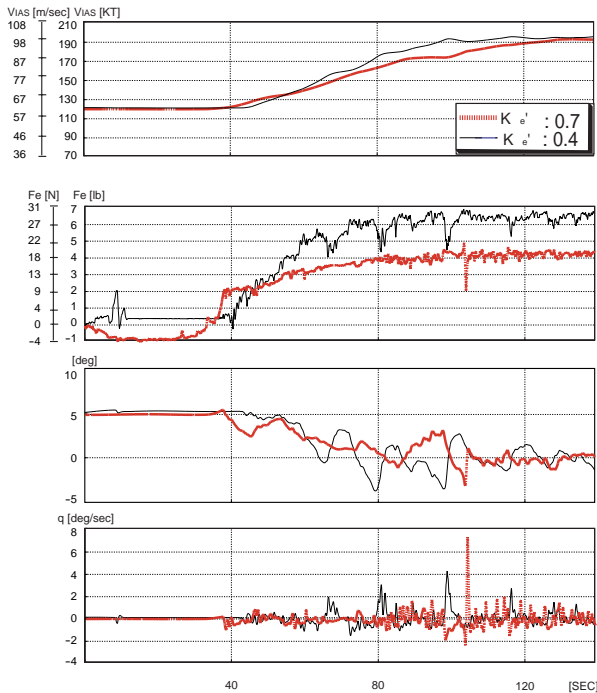


図15 - 1 飛行シミュレーション結果（高速への速度スweep時：パイロットB）

に比べると、図15 - 1におけるピッチ角速度 q の変化は、振幅は大きいものの急激な変動は見られない。一方、 K_e が0.7の場合は、 K_e が0.4に比べると、ピッチ角速度 q の振幅は小さいものの、 V_{MO} 付近で、急激なピッチ角速度の変化が起こっているのが分かる。 K_e が0.4の場合においても、 V_{MO} 付近で急激なピッチ角速度の変化が見られるが、 K_e が0.7の場合に比べると q の振幅は小さい。図15 - 2の低速側への速度スweepにおいては、 K_e が0.7の場合は、 K_e が0.4の場合に比べて、全体的にピッチ角速度 q の振幅が大きい。このことから、調整ゲインを0.4より増加させていくと、ピッチが振動して安定させることが難しく、パイロットのワークロードが増加する傾向にあることが推測される。これらの結果は、表5に示したパイロット・コメントに対応するものであり、姿勢保持におけるパイロット・レイティングが悪化した理由である。

また、一方で、逆に K_e の値が小さすぎても、制御対象の応答が鈍くなり、パイロット・レイティングが悪化するものと考えられる。パイロット・レイティングの結果には現れていないが、現にパイロットAは、 K_e :0.4においてゲインが低く感じるとコメントしている。

以上の飛行シミュレーション結果及びパイロット・コメントによる考察から、調整ゲイン K_e が0.5以上になると、パイロットは自らのゲインを小さくせざるを得なくなり、また、調整ゲイン K_e が0.4以下となると、パ

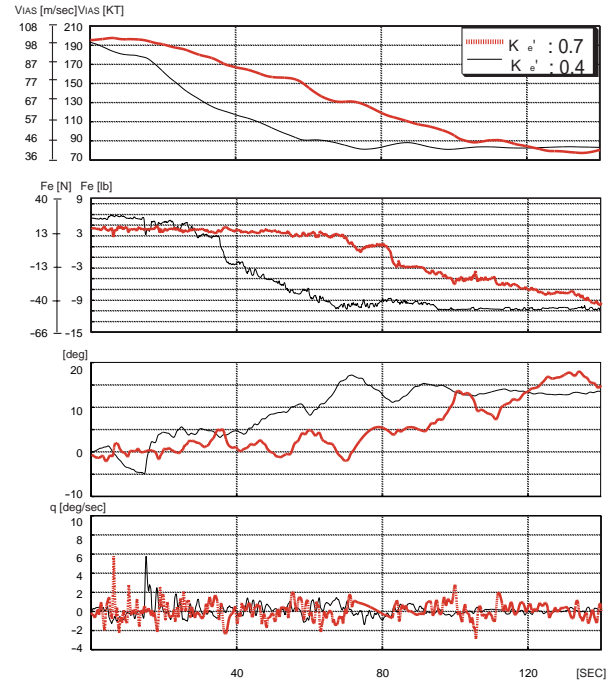


図15 - 2 飛行シミュレーション結果（低速への速度スweep時：パイロットB）

イロットは自らのゲインを大きくせざるを得なくなり、パイロット・レイティングが悪化すると考えられる。

このことから、調整ゲイン K_e の適正値を0.4と0.5の中間の値に想定し、 K_e の値を0.45に決定した。

4.2.2 調整ゲイン（ロール軸）の選定

図16 - 1, 16 - 2それぞれに調整ゲイン（ロール軸）の選定（3.3.2）で得られた K_a :0.6 ~ 1.0におけるパイロット・レイティングの比較（ロール切り返しタスク, ロール姿勢保持タスク）を示す。この際、 K_a の値は4.2.1で選定した0.45に固定した。また、表6に調整ゲイン K_a :0.6 ~ 1.0におけるパイロット・コメント、図17 - 1, 図17 - 2に飛行シミュレーション結果を示す。図17 - 1, 及び図17 - 2はそれぞれ、レベル1のhandling qualitiesの結果を与えた調整ゲイン K_e :0.8の場合と、レベル2のhandling qualitiesの結果を与えた調整ゲイン K_e :0.9の場合のパイロットBにおけるロール切り返し, ロール姿勢保持タスクの飛行シミュレーション結果である。

図16 - 1, 16 - 2から、ロール切り返し, ロール姿勢保持の両方のタスクにおいて、パイロットA, Bともに適切な K_a の値は0.8であることが分かる。これは、ピッチ軸の調整ゲインの選定結果のところでも述べたように、 K_a :0.8のところ、パイロット・ダイナミックスのゲインが最適になったと推測できる。

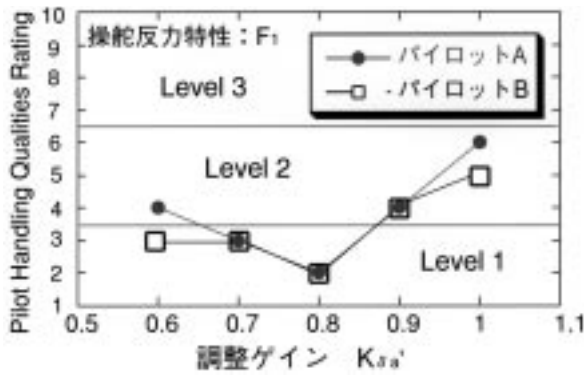


図16 - 1パイロット・レイティング (ロール切り返し)

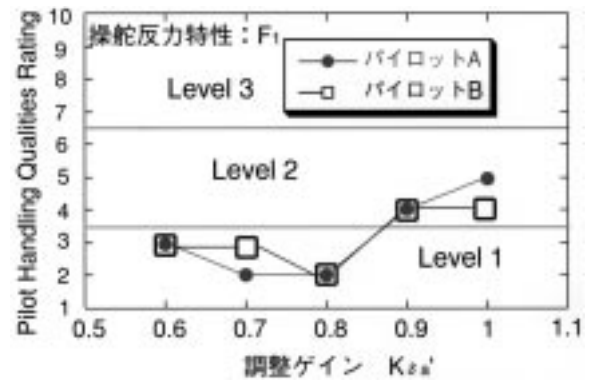


図16 - 2パイロット・レイティング (ロール姿勢保持)

表6 調整ゲイン (ロール軸) K_{aa} : 0.6 ~ 1におけるパイロット・コメント

K_{aa}	パイロットA	パイロットB
0.6	<ul style="list-style-type: none"> 動きがにぶい サイドスティック操作に対する左右の不均衡さは感じない 	<ul style="list-style-type: none"> 特に問題はない サイドスティック操作に対する左右の不均衡さは感じない
0.7	<ul style="list-style-type: none"> バンク維持は良い ピッチ・ロールフォースのアンバランスは感じない ロール切り返しは$K_{aa}' = 0.6$に比べて良い サイドスティック操作に対する左右の不均衡さは感じない 	<ul style="list-style-type: none"> 特に問題はない サイドスティック操作に対する左右の不均衡さは感じない
0.8	<ul style="list-style-type: none"> ロール姿勢と舵がついていく, quickさがある ピッチ姿勢との釣り合いもあっている オーバーシュートもない このパラメータがベストである サイドスティック操作に対する左右の不均衡さは感じない 	<ul style="list-style-type: none"> ロール保持が一番良い 縦と横のバランスも一番である 安定保持可能 あて舵なしで操縦できる サイドスティック操作に対する左右の不均衡さは感じない
0.9	<ul style="list-style-type: none"> ロールのレートが大きい 縦, 横のバランスが悪い バンク維持の難易度が増えて, やりにくい サイドスティック操作に対する左右の不均衡さは感じない 	<ul style="list-style-type: none"> K_{aa}: 0.8より, ロール保持が悪い K_{aa}: 0.8より, ピッチとロールのコーディネーションが悪い K_{aa}: 0.8より, あて舵が必要である サイドスティック操作に対する左右の不均衡さは感じない
1	<ul style="list-style-type: none"> ロール左右の違和感なし 縦, 横のバランスが悪い, 横の方が卓越している感じである 	<ul style="list-style-type: none"> ロールの安定があるが, ピッチの安定がない

ロール切り返しのタスクの観点から考察すると, 図17 - 1から, K_{aa} : 0.8では, 比較的ロール角のオーバーシュートが少なく, ロール切り返しが行われているが, K_{aa} : 0.9になるとロール角のオーバーシュートが多く見られることが分かる。すなわち, K_{aa} : 0.9においては, パイロットに対する制御対象が高ゲインとなったため, ロール切り返し時にオーバーシュートしがちとなり, 修正操舵が必要になったものと考えられる。このことは表6に示されているように, K_{aa} : 0.8ではピッチ姿勢とロール姿勢が最も良くバランスし, 操舵による機体運動のぶさ, 及びオーバーシュートも感じず諸元を保持しやすいが, K_{aa} : 0.9以上になると, あて舵が必要となるというパイロット・コメントにも対応している。

しかし一方で, K_{aa} : 0.9におけるパイロット・レイティ

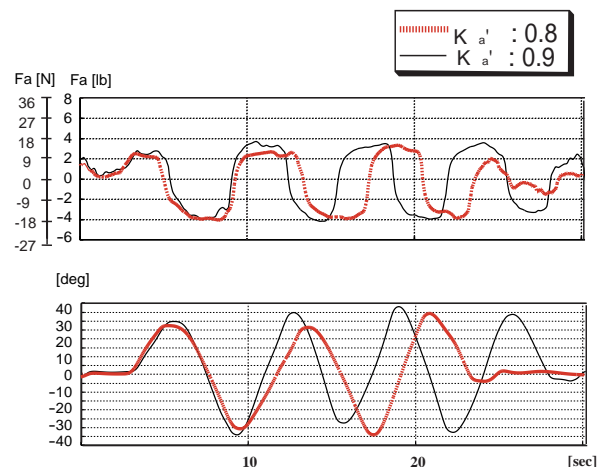


図17 - 1 飛行シミュレーション結果 (ロール切り返し: パイロットB)

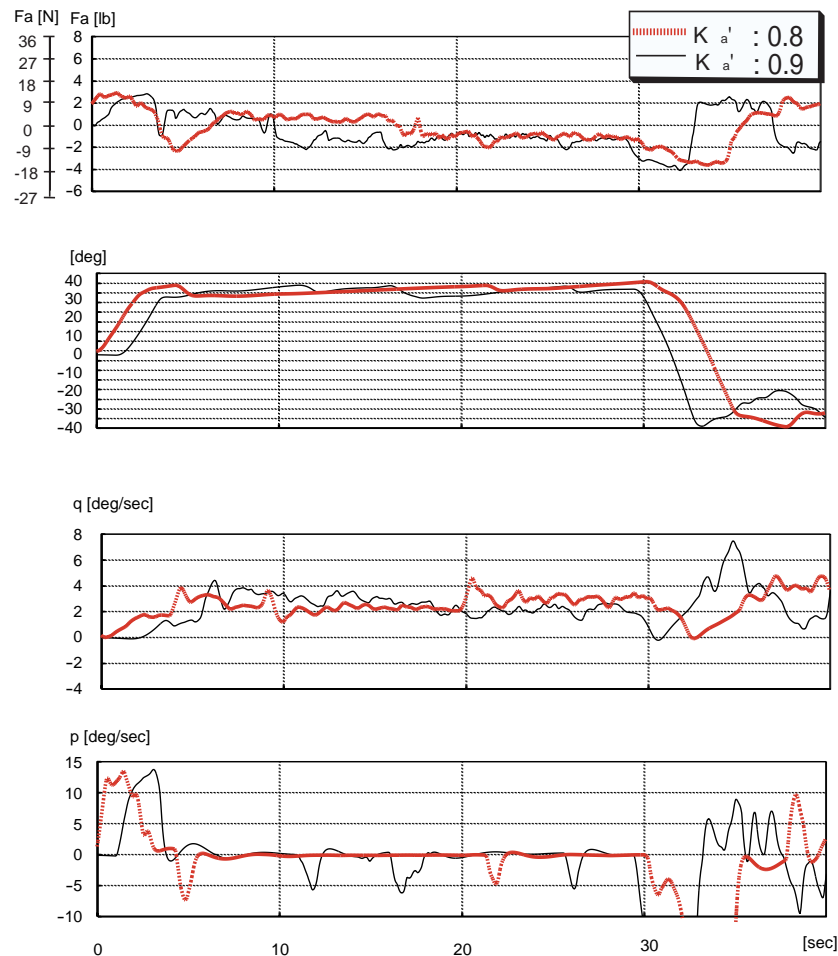


図 17 - 2 飛行シミュレーション結果（ロール姿勢保持：パイロット B）

ングの悪化は、アグレッシブネス（ロール切り返しを開始してからタスクのバンク角になるまでの時間）の違いにも起因する。図 17 - 1 から、パイロットにはアグレッシブネスを一定に保つようにとのタスクを課しながらも、 $K_{a'}:0.9$ において、若干、高アグレッシブネスの操舵をしていることが明らかである。すなわち、 $K_{a'}:0.9$ において、パイロットが無意識に高アグレッシブネスとなる操舵をしたために、修正操舵が必要となり、パイロット・レーティングが悪化したものと推測される。過去の研究²¹⁾からも、高アグレッシブネスの操舵になる程、パイロットのワークロードが上がり、パイロット・レーティングが悪化することが明らかとなっている。

次に、ロール姿勢保持タスクの観点において考察すると、図 17 - 2 から、バンク角 30 度の姿勢を保持して旋回している時（約 5 ~ 30 [sec] 間）の操舵力 F_a 及びロール角速度 p においては、 $K_{a'}:0.8$ の場合は、 $K_{a'}:0.9$ に比べると変動が少ない。この結果から、 $K_{a'}:0.9$ においては、ロール切り返しタスクと同様にパイロットに対する制御対象が高ゲインとなったため、パイロットの入力に対するロール姿勢の変化が過敏になったと考えられる。

これらの結果は、 $K_{a'}:0.8$ がロール保持が一番良いとのパイロット・コメントにも対応しており、パイロット・レーティングの結果に反映されている。

以上のパイロット・レーティング結果及び考察から、調整ゲイン $K_{a'}$ の適正值を 0.8 に決定した。

4.3 妥当性の検証結果

3.3.3 に述べたように、これまでに決定した 228 モード制御則のパラメータの値が、操舵反力特性 $F_1 \sim F_3$ の何れを選択したとしても、本モードで想定している運用範囲全域で十分な handling qualities が得られるかどうかの妥当性の検証結果を示す。

図 18 に、例としてピッチ姿勢保持における操舵反力特性 F_1, F_3 のパイロット・レーティングの比較を示す。他のタスクにおいても、操舵反力特性 F_1, F_3 のパイロット・レーティングの比較に関する傾向が同様であった。また、表 7 に操舵反力特性 F_3 に設定した場合の一連のタスクにおけるパイロット・コメントを示す。

図 18 から、操舵反力特性 F_1 において設定された制御則のパラメータを、操舵反力特性 F_3 に適用すると、パイロット

ト・レイティングが悪化することが分かる。これは、操舵反力特性を F_3 に設定すると、操舵力に対する運動は変わらないが、サイドスティックの変位量に対する姿勢変化というパイロットに対する見かけ上の制御対象 / (図 14 参照) が高ゲインとなるため、特に高速側 (82.30 [m/sec] (160 [KT]) 以上) で姿勢を保持させるのに多少の努力を要することと、低速域においては操舵の重さを感じ、姿勢保持に努力を要することに起因する。しかしながら、レイティングが 4 という値は、「改修が望ましいが、パイロットの補償努力で容易にミッションを遂行することが可能」ということを示しており、また、全体的に操舵反力特性 F_3 においても、特に困難さはなく許容できるとのパイロット・コメントが得られている。

以上の事から、228 モード制御則のパラメータの値が、操舵反力特性 $F_1 \sim F_3$ の何れを選択したとしても、本モードで想定している運用範囲全域で十分な handling qualities が得られるという妥当性の検証ができた。

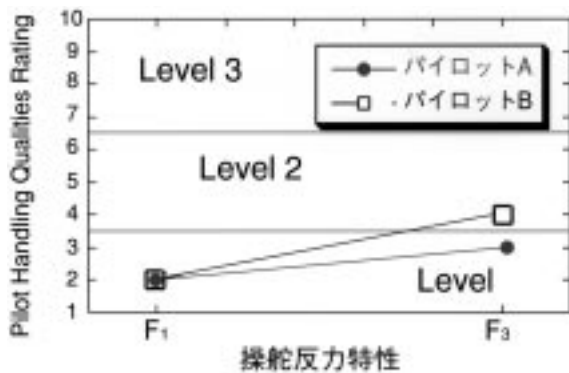


図 18 パイロット・レイティング (ピッチ姿勢保持)

5 . まとめ

MuPAL- (Multi-Purpose Aviation Laboratory 多目的実証実験機) のセカンド・コックピット用 FBW システム機能確認モード (228 モード) 制御則を飛行シミュレーション実験によるパイロット評価により決定した。本制御則の設計においては、セカンド・コックピットに採用したサイドスティック固有の操舵反力特性や左右操舵入力時の不平衡の問題及び FBW システムの機能確認のために十分な handling qualities を持つことを考慮した。この飛行シミュレーション実験の結果、本制御則によって FBW 操縦システムの機能確認が行えるとともに、サイドスティックが MuPAL- の操作装置としてコラム・ホイールにかわる十分実現性のあるものであることが確認された。

ここで、設計された 228 モード制御則は、実際に MuPAL- の FBW 計算機に組み込まれ、平成 11 年 11 月には、FBW 操縦システムの機能及び安全性を確認する飛行試験が川崎重工 とジャムコ によって行われた。この試験は、セカンド・コックピット・システムの機能を概略確認することを目的としており、概ね問題がないことが確認された。

今後は、機上において本制御則の妥当性の検証を実施していくとともに、フロント・コックピットも含めた 228 モードでの機能確認手順、及び HMD などの各種機能評価について飛行シミュレーション実験、並びに飛行試験による検討を行っていく予定である。

228 モードでの機能確認手順は、左席の安全パイロットが FBW システムをエンゲージした後、右席の評価パイロットが機能確認を行い、次にセカンド・コックピット

表 7 操舵反力特性 F_3 におけるパイロット・コメント

タスク内容	パイロットA	パイロットB
速度スィープ	<ul style="list-style-type: none"> ・ 160 [KT] を越えるとピッチが振動的になる。 ・ ピッチ姿勢とロール姿勢のバランスは良好である 	<ul style="list-style-type: none"> ・ 170 [KT] を越えるとピッチ、ロールが敏感になる ・ 150 [KT] をきると、操舵の敏感さはなくなる
ピッチ姿勢保持	<ul style="list-style-type: none"> ・ 160 [KT] を越えるとピッチがやや振動的になる ・ 最小操縦速度 V_{MC} での姿勢保持は良好である 	<ul style="list-style-type: none"> ・ 170 [KT] を越えるとピッチ、ロールが敏感になる ・ 最小操縦速度 V_{MC} での姿勢保持は良好である。ピッチがやや重い感覚がある。
ロール切り返し	<ul style="list-style-type: none"> ・ 最大運用速度 V_{MO} におけるロール切り返しにおいて、PIOにはならないが、PRは 4 ぐらいである ・ 最小操縦速度 V_{MC} における旋回において、ピッチ姿勢とロール姿勢のバランスは良好である 	<ul style="list-style-type: none"> ・ 最大運用速度 V_{MO} におけるロール切り返しにおいて、左右操舵力の違和感はない ・ 最小操縦速度 V_{MC} におけるロール切り返しにおいて、安定度がやや悪い
ロール姿勢保持	<ul style="list-style-type: none"> ・ 最大運用速度 V_{MO} における旋回において、ピッチ姿勢とロール姿勢のバランスは良好である ・ 最小操縦速度 V_{MC} における旋回において、ピッチ姿勢とロール姿勢のバランスは良好である 	<ul style="list-style-type: none"> ・ 最大運用速度 V_{MO} における旋回において、ロール姿勢の安定はとれるが、ピッチ姿勢がやや振動する ・ 最小操縦速度 V_{MC} における旋回において、$F_1 \sim F_3$ になった重さを感じ、姿勢保持に努力を要す
着陸	<ul style="list-style-type: none"> ・ 許容できる 	<ul style="list-style-type: none"> ・ 許容できる
タスク全体	<ul style="list-style-type: none"> ・ 操舵反力特性を F_1 から F_3 にすると、高速側でハイゲインであることを感じるが、特に困難さはなく、許容できる。 	<ul style="list-style-type: none"> ・ 操舵反力特性を F_1 では、安定していて実機に近い動きであるが、F_3 にすると姿勢を安定させるのに努力を要す。しかし、特に困難さはなく許容できる。

の評価パイロットが機能確認を行う方法と、左席の安全パイロットがFBWシステムをエンゲージした後、右席の評価パイロットの機能確認を経ずに、セカンド・コックピットの評価パイロットが機能確認を行う方法が考えられる。前者は、FBWシステムエンゲージ後に、直接セカンド・コックピットに操縦の選択権を渡すのではなく、右席で機体状態量センサ、計算機、アクチュエータの機能確認を行った後、セカンド・コックピットで模擬操縦装置（サイドスティック、ペダル、パワーレバー）の作動を確認するという方法である。この手順は、段階的に機能確認ができ、手順が複雑になる反面、安全性の観点からは望ましい。手順や安全性に関するコンセプトを単純にすることは重要であるが、外部視界が見えず、安全パイロットとのコミュニケーションを音声のみに頼った状況では、右席での機能確認を経ずに、セカンド・コックピットに操縦の選択権を渡すことは現時点では抵抗があると考えられる。今後は、これらの観点から 228 モードでの機能確認手順を検討する予定である。

また、今回は、HMDを使ってパイロットが操縦する場合の228モード制御則の評価を行わなかった。HMDで操縦する場合には、時間遅れが模擬計器ディスプレイで操縦する場合よりも大きくなるので、今回設計した制御則では若干PIOになることも予想される。今後は、PIOレイティング²²⁾等を取得して、HMDを使用した場合の本制御則の評価を実施していくことを考えている。

謝 辞

本報告の執筆に当たり、セカンド・コックピット・システムの設計製作を担当し、機能試験データ等の資料を提供して頂いた川崎重工、東京航空計器、ソリッドレイ研究所、ジャムコの各社及び、その他の関係者の方々に感謝の意を表します。また、セカンド・コックピットの飛行シミュレーション環境の構築等にご協力頂いた川崎重工の丹羽隆善氏に感謝の意を表します。さらに、本システムの試験環境の製作には航空宇宙技術研究所の工作課、及び飛行研究部シミュレーション研究室の若色薫研究員に協力を得たことをここに付記する。

参考文献

- 1) 増位他；インフライト・シミュレータ MuPAL (多目的実証実験機) の開発, 第36回飛行機シンポジウム講演集, 1998.
- 2) 増位他；MuPAL (多目的実証実験機) の飛行制御システム, 第36回飛行機シンポジウム講演集, 1998.
- 3) MuPAL- 開発チーム;多目的実証実験機 MuPAL- の開発, 航技研資料 TM-747, 2000年1月.
- 4) 増位和也；インフライト・シミュレータ MuPAL の開

発, 自動車技術会 1999 年春期大会学術講演会, 学術講演会前刷集 No.52-99, pp.17-20, 1999, 5月.

- 5) D. E. Jonston and D. T. McRuer; Investigation of Interactions Between Limb-Manipulator Dynamics and Effective Vehicle Roll Control Characteristics, NASA CR-3983, May, 1986.
- 6) 水倉, 岡田; 改良型サイドスティックによる横方向操作特性, 日本航空宇宙学会第21期年会講演集, pp. 68-69, 1990.
- 7) 坂東, 渡辺; 汎用飛行シミュレーション・プログラム (FSPK-) 第1部: プログラムの内容, 航技研報告 TR-702, 1982.
- 8) George E. Cooper and Robert P. Harper, Jr.; The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities, NASA TN D-5153, 1969.
- 9) D. G. Mitchel and R. H. Hof; Flight Investigation of Helicopter Low-Speed Response Requirements, J. Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 12, No. 5, pp.623-630, 1989.
- 10) R. H. Hof, D. G. Mitchel and J. Hodgkinson; Bandwidth-A Criterion for Highly Augmented Airplanes, AGARDograph CP-333-9, 1982.
- 11) Military Specification, Flying Qualities of Piloted Airplanes; MIL-F-8785C, Nov, 1980.
- 12) 岡田他; MuPAL (多目的実証実験機) の飛行シミュレーション用数学モデル, 第36回飛行機シンポジウム講演集, pp.321-324, 1998, 10月.
- 13) Data Set Handbook of the Dornier Do 228-200 Aircraft, BM20-32/88, Dornier Luftfahrt GmbH, 1988.
- 14) 穂積他; MuPAL (多目的実証実験機) のDLCフラップの低速風洞試験, 第36回飛行機シンポジウム講演集, pp.317-320, 1998, 10月.
- 15) 稲垣他; ドルニエDo-228型機のエンジン出力トルク応答特性の飛行実験, 航技研報告 TM-723, 1997.
- 16) Hall, G. Warren and Smith, Rogers E; Flight Investigation of Fighter Side stick Force-Displacement Characteristics, AFFDL-TR-75-39, 1975.
- 17) Landis, K. and Aiken, E; Simulator Investigation of Side-Stick Controller / Stability and Control Augmentation Systems for Night Nap-of-Earth Flight, J of the American Helicopter Society, pp. 56-65, January, 1984.
- 18) 大嶋壮夫, 相原正行, 天野完一; 民間輸送機に於けるFBW技術の諸問題, 第24回飛行機シンポジウム, pp. 484-487, 1986, 10月.
- 19) D. T. McRuer, E. S. Krendel; Mathematical Models of Human Pilot Behavior, AGAARD-AG-188, AGARDograph, 1974.
- 20) D. T. McRuer,; Development of Pilot-in-the-Loop Analy-

sis, J. Aircraft, Vol. 10, No. 9, pp. 515-524, SEPTEMBER, 1973.

- 21) Charlton, M. T., Padfield, G.D. and Horton, R ; Helicopter Agility in Low Speed Maneuvers , Proc. Of the European Rotorcraft Forum, Arles, France, September 1987.
- 22) John Hodgkinson ; Aircraft Handling Qualities, Blackwell Science, UK, 1999.

航空宇宙技術研究所報告 1412号

平成12年8月発行

発行所 科学技術庁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(0422)40-3075 ㊦182-8522
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12

禁無断複写転載

本書(誌)からの複写,転載を希望される場合は,研究支援課資料係にご連絡ください。

Printed in Japan