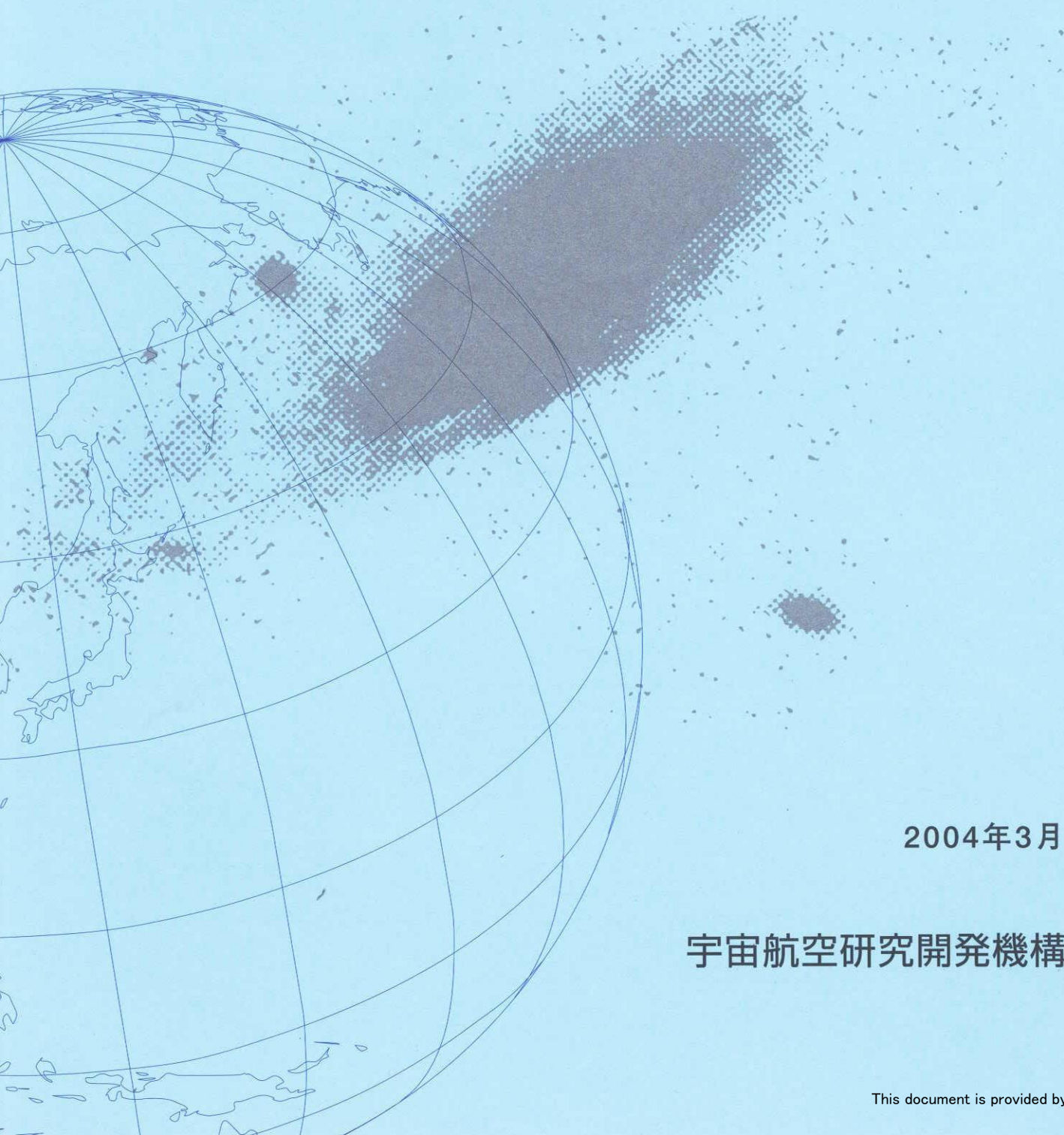


宇宙航空研究開発機構研究開発報告

MuPAL- α のFBW運用範囲の設計



2004年3月

宇宙航空研究開発機構

宇宙航空研究開発機構研究開発報告
JAXA Research and Development Report

MuPAL- α のFBW運用範囲の設計
Design for Operational Limits of MuPAL- α 's FBW Flight

石川 和敏、佐藤 昌之、岡田 典秋、村岡 浩治、増位 和也
Kazutoshi ISHIKAWA, Masayuki SATO, Noriaki OKADA, Koji MURAOKA, Kazuya MASUI

総合技術研究本部 飛行試験技術開発センター
Flight Test and Simulation Technology Center
Institute of Space Technology and Aeronautics

2004年3月
March 2004

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

概要.....	1
略号.....	1
1. まえがき.....	2
2. 実験装置.....	2
2. 1 飛行形態と飛行モード.....	2
2. 2 F B Wシステムの安全性の基本構想.....	4
3. F B W運用範囲の設計方針.....	6
3. 1 F B W運用範囲設定への要求事項.....	6
3. 2 F B Wシステムが機体運動に及ぼしうる影響.....	6
3. 3 F B Wアクチュエータによる操舵能力の限界.....	6
3. 4 M u P A L - α 形態による影響.....	6
3. 5 安全性の証明において考慮すべき機体運動.....	7
3. 6 複数舵の暴走による影響.....	7
4. A / DのためのF B W運用範囲設計.....	7
4. 1 対象とすべき飛行状態量の選定.....	7
4. 2 バンク角に対するF B W運用範囲.....	7
4. 3 ピッチ姿勢角に対するF B W運用範囲.....	8
4. 4 対気速度に対するF B W運用範囲.....	8
4. 5 飛行荷重倍数に対するF B W運用範囲.....	9
5. シミュレーション及び飛行試験.....	9
5. 1 計算機シミュレーションによる設計・評価.....	9
5. 2 飛行シミュレータを使った評価.....	9
6. 飛行試験結果.....	11
7. あとがき.....	12
8. 謝辞.....	12
参考文献.....	12

MuPAL- α のFBW運用範囲の設計*

石川和敏*¹, 佐藤昌之*¹, 岡田典秋*¹, 村岡浩治*¹, 増位和也*¹

Design for Operational Limits of MuPAL- α 's FBW Flight*

Kazutoshi ISHIKAWA*¹, Masayuki SATO*¹, Noriaki OKADA*¹
Koji MURAOKA*¹ and Kazuya MASUI*¹

Abstract

The National Aerospace Laboratory of Japan has developed MuPAL- α with an experimental fly-by-wire control system added to the original mechanical control system. As one purpose of the MuPAL- α is to prove new flight control laws in actual flights, researchers need to be able to change its on-board control laws as required. To ensure the flight safety of MuPAL- α , the computer checks the flight operational limits during the flight using its fly-by-wire control system. This paper describes the operational limits and test results.

Keywords: Fly-By-Wire System, Simulation Testing, Design

概 要

独立行政法人航空宇宙技術研究所(NAL, National Aerospace Laboratory of Japan)は、母機の機械式操縦系に実験用FBW (Fly-By-Wire電気式操縦)系を追加した実験用航空機MuPAL- α を開発した。新しい制御則の飛行実証がMuPAL- α の目的のひとつであるため、MuPAL- α は搭載制御則を自由に変更できなくてはならない。MuPAL- α の飛行安全のために、FBW制御システムで飛行中に、運用制限を越えないようFBW計算機が監視している。本資料では、この運用制限の設計とシミュレーション及び飛行実験結果について記述する。

略 号

A/D (Auto-Disengage)	自動切り離し
ADC (Air Data computer)	対気データ処理計算機
DGPS (Differential Global Positioning System)	ディファレンシャル全地球測位システム
DLC (Direct Lift Control)	直接揚力制御
EAS (equivalent airspeed)	等価対気速度
EP (Evaluation Pilot)	評価パイロット、コックピット右席(副操縦席)又はセカンドコックピットパイロット
FBW (Fly-By-Wire)	電気式操縦系
IAS (indicated airspeed)	計器対気速度
IFS (In-flight simulator)	インフライトシミュレータ
IFPM (In Flight Performance Monitor)	飛行パフォーマンスモニタ
MCC (Main Control controller)	主計算機
M/D (Manual Disengage)	手動切り離し
MuPAL (Multi-Purpose Aviation Laboratory)	多目的実証試験機
POH (Pilot Operating Handbook)	パイロット用運航ハンドブック
SP (Safety Pilot)	安全パイロット、コックピット左席(主操縦席)パイロット
SW (switch)	スイッチ
VFR (Visual Flight Rule)	有視界飛行方式

* 平成16年3月19日 受付 (received 19 March, 2004)

*¹ 総合技術研究本部 飛行試験技術開発センター

(Flight Test and Simulation Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

1. まえがき

独立行政法人航空宇宙技術研究所で開発したMuPAL- α ¹⁾の機能に、他航空機の運動を模擬可能なインフライトシミュレーション (IFS, In-Flight Simulation) 及び新しく開発した飛行制御則の実証²⁾がある。これらの飛行実験を行う場合は、母機Do228-202型機オリジナルのメカニカル・リンクによる機械式操縦(母機モード, Mechanical Linkage mode)から、副操縦席またはセカンドコックピット³⁾を使った電気式操縦(FBWモード, Fly-By-Wire mode)に切り替えて行う。0.055~0.15Mpaの範囲に設定している。

IFSのモデル機の変更や飛行制御則の飛行評価を行うため、FBWモードの飛行実験で使用する搭載飛行制御則を固定せず研究者が自由にプログラムできることが不可欠である。そのため、FBWシステムの主計算機(MCC, Main Control Computer)に搭載されるソフトウェアをシステムエリアとユーザエリアに分け、ユーザエリアに組み込まれる制御則が如何なるものでも、システムエリアに影響が及ばないようにしている。

MuPAL- α のFBWシステムは実験用であるために一般旅客機で採用されているFBWシステムと異なる最大の点は、FBWシステムによる飛行状態からいつでも従来の機械式操縦システムに移行でき、安全性・操縦性及び耐空性が保障された母機の状態に戻れることである。

コックピット右席(副操縦席)の評価パイロット(EP, Evaluation Pilot)によるFBWモード飛行中における安全性を確保するためには、いかなる場合でも確実に母機モードに移行でき(FBW Disengage)、コックピット左席(主操縦席)の安全パイロット(SP, Safety Pilot)により機体運動の回復操作によって安全性を確保するものとした。

FBWシステムの故障に対しては、システムの二重系、機器の自己診断機能等による警報(表示装置及び警報音)やオートディスエンゲージ(A/D, Auto-Disengage)機構が設けられている⁴⁾が、搭載飛行制御則の暴走や評価パイロットの適切ではない操作等から発生する予期せぬ機体運動から母機の安全を守るためには、母機の運用制限を逸脱しないように安全パイロットの判断による機体回復操作が必要である。そのため、母機の安全に責任を持つ安全パイロットは、母機の計器、外視界、体感等から判断し、FBWディスエンゲージスイッチを押すことでいつでも母機モードに切り替えることができる(M/D, Manual Disengage)。

上記のように、母機の運用制限は安全パイロットにより監視されているものの、急激な運動や逆に緩慢な運動など、人間の感覚で判断が困難なケースも考えられる。

そのため、MuPAL- α の安全性を確保する手段のひとつとして、FBWモード飛行の運用範囲(FBW運用範囲)を定め、FBWシステムによる監視及びA/D機能を設けることとした。

本報告書では、A/Dの判断基準となるFBW運用範囲設計に係わる考え方及び設計と評価のための試験(シミュレーション、飛行)等について記述する。

2. 実験装置

2.1 飛行形態と飛行モード

MuPAL- α は操縦システムのハードウェア搭載状態により以下に示す3つの飛行形態を持つ。

- ①母機形態 : 母機であるドルニエ機オリジナルの機械式操縦システムを有している形態。
- ②FBW形態 : 左席は母機操縦システムのままとし、副操縦席またはセカンドコックピット席の操縦システムをFBW化し、FBW操縦のための装置を搭載した形態。
- ③DLC形態 : FBW形態のフラップをDLC付きフラップに交換した形態。DLC(Direct Lift Control, 直接揚力制御)はFBWコンピュータの指令に基づき駆動される。

この3つの飛行形態のうちFBW形態及びDLC形態において、MuPAL- α は母機の機械式操縦システムに併設したFBWシステムにより空力3舵(昇降舵,補助翼,方向舵)とパワーレバーを駆動する。それに加えDLC形態では着陸フラップの後縁部を改造したDLCフラップ⁵⁾をFBWシステムからのコマンドにより駆動する(図1)。

MuPAL- α は搭載する飛行に使用する操縦システムの状態により以下の3つの飛行モード⁶⁾を持つ。

- ①母機モード : 母機オリジナルの機械式操縦システムを用いて操縦するモード。本モードではFBWはエンゲージしていない。
- ②FBWモード : FBW操縦システムを用いて右操縦席またセカンドコックピット席の評価パイロットが操作するモード。本モードは昼間VFRでのみ使用され、離着陸は実施しない。
- ③DLCモード : FBW操縦システム及びDLCシステムを用いて副操縦席またセカンドコックピット席の評価パイロットが操作するモード。本モードは昼間VFR(Visual Flight Rule, 有視界飛行方式)でのみ使用され、離着陸は実施しない。

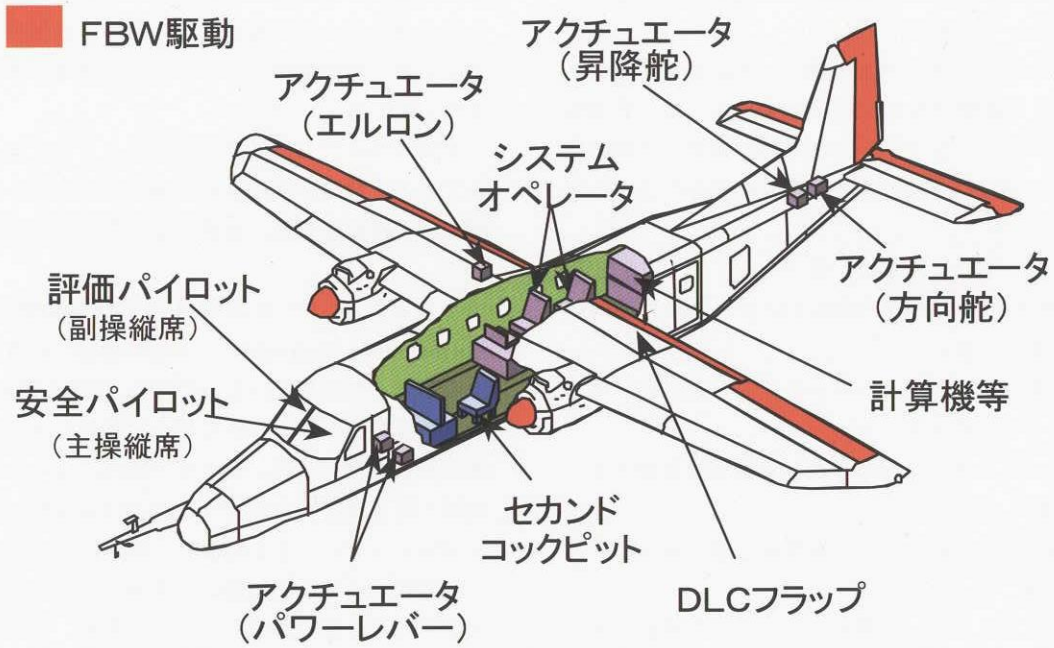


図1 MuPAL- α システム全体

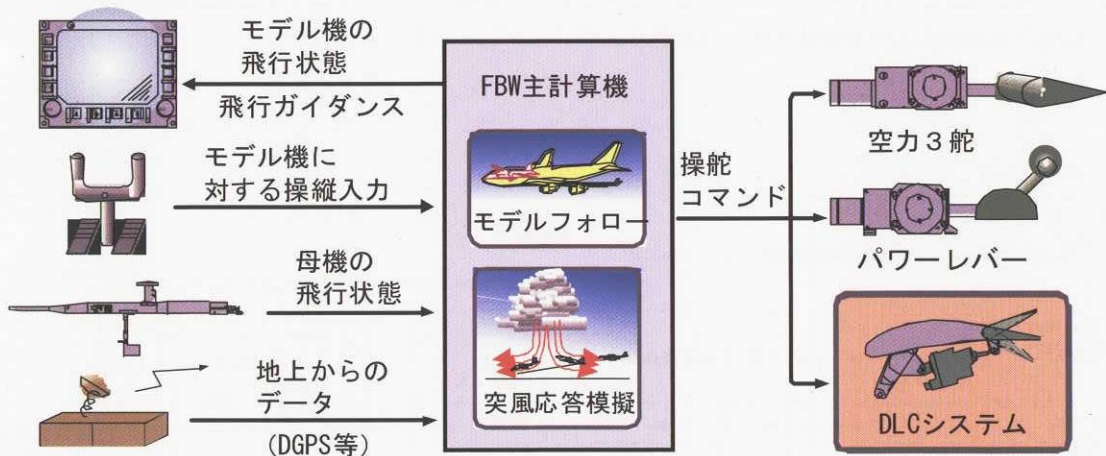


図2 FBW/DLCモードでの飛行

飛行形態と飛行モードとの関係及びそれらの追加制限事項を表1にまとめる。FBWモードはFBW形態もしくはDLC形態で、DLCモードはDLC形態のときのみ運用可能である。

MuPAL- α のFBW/DLCモードを運用する場合は安全パイロットと評価パイロットの2名により飛行実験が行われる。そのとき安全パイロットがコックピット左

席で母機の機械式操縦システムを用いた運航を行う飛行状態を母機モードといい、母機と同等の飛行性・操縦性及び安全性を有している。

評価パイロットが右操縦席又は客室に設置されたセカンドコックピットに設けられた模擬操縦装置を使いFBW及びDLCシステムを通じた飛行を行う状態をFBWモード又はDLCモードと呼ぶ(図2)。使用するシステムに

より異なる呼称を持つが、本報告書では両モードをまとめてFBWモードと呼称する。

FBWモードでの飛行から母機モードに移行することでMuPAL- α の最終的な安全性は確保されるが、FBWシステムのディスエンゲージ方法には主操縦士の判断及び操作によるM/DとMCCの判断及び操作によるA/Dがある。

M/Dには以下による手段が設けられており、いずれの場合もFBWシステムが主操縦士による操縦の妨げにならない状態になる。

- ・主操縦席コントロールホイールに設けられたディスエンゲージスイッチ
- ・センタペダスタルに設けられたFBW用電源スイッチの切断
- ・主操縦席前方に設けられた非常切り離し操作ハンドルの操作
- ・エルロン/エレベータ系統に設けられた操縦系統のフューズポイント

2.2 FBWシステムの安全性の基本構想

MuPAL- α の母機であるDo228型機は機械操縦式の機体であり、主操縦席と副操縦席の操縦系統は機械的に結合している。MuPAL- α のFBWシステムは図3に示したように母機の副操縦席及び主操縦席間の機械的リンク

を切り離し、副操縦席に設けられた操縦装置に取り付けられたセンサと元の操縦系統に設けられたアクチュエータにより、副操縦席をFBW化して運用できるよう改造を行っている。

FBWシステムは故障検出できるような2重系で構成されている。故障が検出された場合はFBWシステムを切り離し、母機操縦系統に復帰することで安全性を確保している。

2重系における各系統は自系統のIFPM(In Flight Performance Monitor)による故障検出と相互監視による故障検出を実施している。自系統のIFPMで故障を検出し、その故障箇所が特定できる場合は警報を出して残りの系統で操縦を続行する。また相互監視により故障を検出、故障した系統を特定できない場合は両系統の故障とし、FBWシステムによる操縦を自動的に中止する。

FBWシステムの制御則は実験に応じて任意のものを設定することが可能である。このため、FBW運用範囲を設け、その範囲を逸脱すると、故障発生の場合と同様にFBWシステムによる操縦を中止する。

故障もしくはFBW運用範囲の逸脱が発生した場合は、安全パイロット及び評価パイロットに警報を出し、FBWシステムの切離しを自動的に実施する。これにより、安全パイロットによる母機操縦系統を用いた操縦に移行し、安全性を確保する。

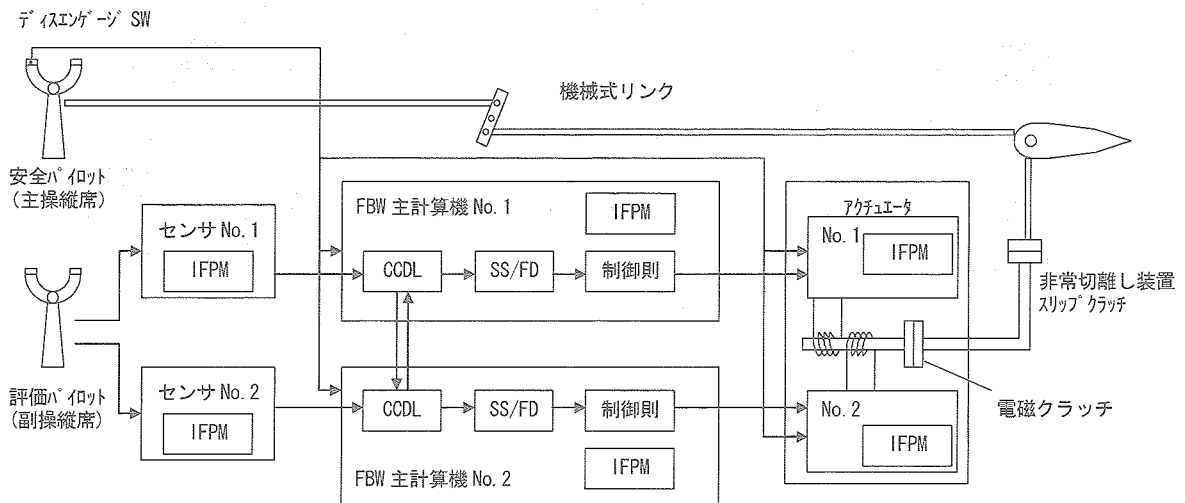


図3 MuPAL- α システム操縦系統

表1 MuPAL-αの飛行形態及び飛行モードによる追加限界事項

MuPAL-α (D0228) 限界事項 (追加飛行規程102)	母機モード：操縦系統が母機の機械リンク及び索機構により操縦されている状況 耐空類別：N類※	母機モード：FBW装置を作動して飛行している状況 耐空類別：X類	DLCモード：FBW装置及びDLC装置を作動させている状況
母機形態：操縦系統が母機の機械式リンク及び索機構形態で、耐空類別が飛行機普通Nであるとき	外気温度限界：-45～55度 最大離陸重量：6,200kg 最大搭乗者限界：7名	搭乗者限界：パイロット2名 運用様式限界：昼間有視界飛行 凍結気象条件を除く 高度限界：AGL+500ft以上	耐空類別：X類 搭乗者限界：パイロット2名 運用様式限界：昼間有視界飛行 凍結気象条件を除く 高度限界：AGL+500ft以上
FBW形態：母機にFBW装置が装備されているとき	外気温度限界：-45～55度 最大離陸重量：6,200kg 最大搭乗者限界：8名	右席で操作	不可
DLC形態1：母機にFBW装置とDLC装置が装備されている状態。	外気温度限界：-45～55度 最大離陸重量：5,700kg 最大搭乗者限界：8名 制限荷重係数限界：2.0G	右席で操作 対気速度限界： 最大運用限界速度160KIAS 最大フリップ°下げ速度/操作速度 135KIAS	対気速度限界： 最大運用限界速度150KIAS(UP) 最大運用限界速度135KIAS(F1) 右席で操作
DLC形態2：母機にFBW装置とDLC装置が装備されているがDLC7フリップ°アクチュエータがHolding Rodに交換されている状態	外気温度限界：-45～55度 最大離陸重量：6,200kg 最大搭乗者限界：8名	右席で操作 右席操縦不可能 右席操縦不可能	不可

※DLC形態はモードに関わらず耐空類別X類

3. FBW運用範囲の設計方針

3.1 FBW運用範囲設定への要求事項

十分な安全性を確保するだけならばFBW運用範囲を狭めればよい。しかし、広範囲の飛行実験に対応できるように、FBW運用範囲を十分とることを目指し、かつ、FBWモードでの安全性が確保可能な範囲を設計することとした。

3.2 FBWシステムが機体運動に及ぼす影響

FBWシステムを使って評価パイロットが如何なる操作を行っても、また、MCCに如何なる制御則を組み込んで暴走しても、MuPAL- α の安全性に影響を及ぼすのは、各操縦系統に取り付けられたアクチュエータが発生させる舵面(昇降舵,補助翼,方向舵,DLCフラップ)の動きまたはエンジン出力変化により生じる機体運動である。各アクチュエータが持つ能力(最大出力トルクと出力軸の最大回転数の関係)には限界があり、アクチュエータの能力以上のMCCからのコマンドには追従できない。即ち、FBW運用範囲の設計では、各アクチュエータが最大出力で母機の舵面等を作動させた時に発生する機体運動を考慮すれば良いことになる。

3.3 FBWアクチュエータによる操舵能力の限界

空力3舵用アクチュエータは図4に示すような出力特性を持つ。各舵面に働く空気力に対抗しながら舵面を駆動

するアクチュエータは、アクチュエータの最大出力と舵面に働く空気力が釣り合ったところで停止する。そのため、対気速度が速いほど空気力が大きくなり、アクチュエータによって取り得る最大舵角は小さくなる。従って、最大舵角は概ね対気速度の2乗に反比例する(図5)。

また、各舵面に対するアクチュエータの最大出力を母機の操縦装置(操縦輪,ペダル)における操作力に置き換えた値を表2に示す。これらの値は操縦者操縦力の最大操作力より十分小さい値となっている。

3.4 MuPAL- α 形態による影響

母機の飛行範囲は飛行形態毎にPOH(Pilot Operating Handbook)に定められており、FBWモードからの回復時を含めてこの制限範囲を守る必要がある。また、DLCシステム搭載時は新たに速度制限及び荷重制限が加わる。そのため、FBW運用範囲は以下の形態毎に規定する。

- ①着陸フラップ位置：UP(クリーン), F1, F2, DN
- ②DLCシステム状態⁵⁾：不使用/使用,非作動/作動

表2 角舵面アクチュエータの操縦装置の操作力への換算値

舵面	母機操縦装置の操作力への換算値
エレベータ	20.3 kgf
エルロン	15.2 kgf
ラダー	67.3 kgf

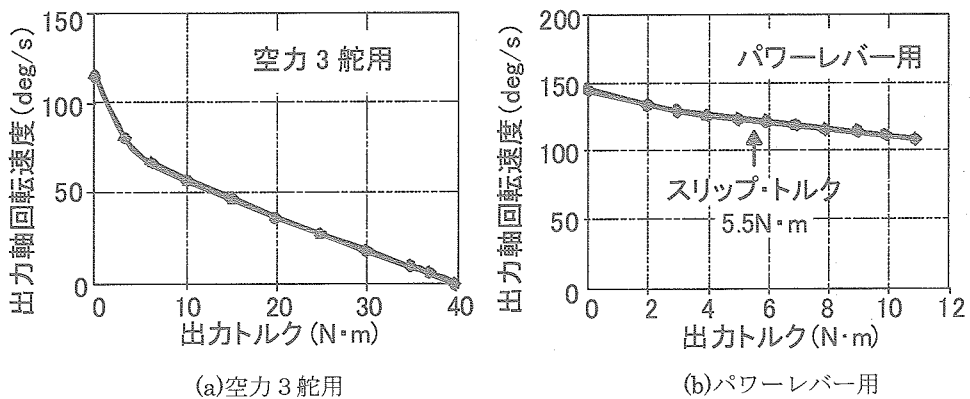


図4 FBW用アクチュエータの出力特性 (単体機能試験結果)

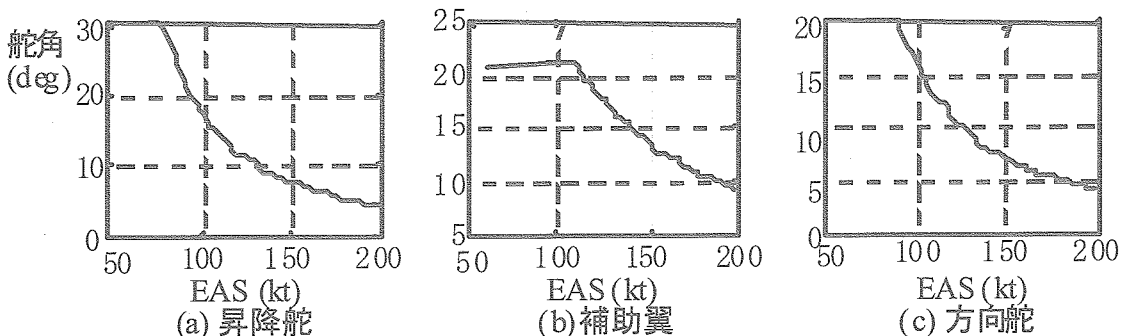


図5 FBWアクチュエータの最大舵角

3.5 安全性の証明において考慮すべき機体運動

安全パイロットによる回復操作の妨げの要因となり得る機体運動には、ロール運動、ピッチ運動、ヨー運動、加減速が考えられる。

ロール運動が継続すると、バンク角が大きくなり、やがて母機(N類)の運用範囲(バンク角60度以下)を超えてしまう。また、ディスエンゲージによってエルロン舵面がフリーとなってもバンク角は0度に戻らないため、安全パイロットによる逆ロールの操作が必要となる。

急激なピッチ・アップ運動は飛行荷重倍数の急増を伴う場合がある。さらに、ピッチ運動の結果としてピッチ姿勢角が大きくなり過ぎると迎角が大きくなり失速に陥る。また、急激なピッチ・ダウン運動は飛行荷重倍数の急減を伴う場合がある。さらに、ピッチ姿勢角が小さくなり過ぎると、急激な高度低下と速度増加を招く。しかし、FBWシステムがディスエンゲージされるとエレベータ舵面が直ぐにピッチ運動を抑える方向に戻り、母機も強い縦安定性を有するため、逆方向のピッチ運動が生じてピッチ姿勢角は戻る。従って、ロール運動と比べて安全パイロットによる回復操作の緊急性は低い、ピッチ姿勢角を適正な範囲に保ち、対気速度及び飛行荷重倍数が機体強度上の安全限界を超えないようにする必要がある。

ヨー運動はダッチロール運動を発生させ、やがてスパイラル運動に移行する。ダッチロール運動は自ら減衰する性質を持つが、替わって卓越するスパイラル運動のためバンク角が大きくなり、やがて母機(N類)の運用範囲(バンク角60度以下)を超えてしまう。しかし、前述のロール運動単独の場合と比べてロール・レートが小さいので、バンク角が60度に達するまでには、より長い時間(最も短い場合でも約4秒(クリーン形態の失速速度付近)、高速時またはフラップを下げた形態では約10秒以上を要する。FBWシステムのディスエンゲージ後は、ラダー舵面が直ぐに戻り、ヨー運動は抑えられる。しかし、エルロン舵面がフリーとなってもバンク角は0度に戻らないので、安全パイロットによる逆ロールの操作が必要となる。スパイラル運動はロール運動を監視することで検知可能であり、ロール運動単独の場合と同様の回復操作を行えばよい。ダッチロール運動はそのまま放置しても減衰するので、母機モードへの移行または安全パイロットによる回復操作を妨げる要因とはならない。

エンジン推力の変化はフゴイド運動を励起し、対気速度、ピッチ姿勢角及び経路角が周期的に変化するが、迎角はほとんど変化しない。しかし、運動の周期は数十秒であり、空力3舵による運動と比べて非常に緩やかである。従って、エンジン推力の変化による運動は、母機モードへの移行または安全パイロットによる回復操作を妨

げる要因とはならない。

3.6 複数舵の暴走による影響

複数のアクチュエータが同時に最大暴走する可能性はほとんどないが、操縦方法やFBW制御則により複数舵面が同時に最大暴走を行う可能性は否定できない。そこで考えられる最悪のケースを想定し、5章で記述するシミュレーション試験で確認した。

4. A/DのためのFBW運用範囲設計

4.1 対象とすべき飛行状態量の選定

3章での検討結果を踏まえて、A/Dの監視対象とすべき飛行状態量を以下のように選定する。

- (a-1)バンク角
- (a-2)ピッチ姿勢角
- (b-1)対気速度
- (b-2)飛行荷重倍数

上記の飛行状態量 (a-1)及び(a-2)の選定理由は、安全パイロットのM/Dの遅れにより機体姿勢の回復が困難な状況に陥ることを防止すること、であるのに対し、(b-1)及び(b-2)は飛行規程又は機体製造会社が規定する運用範囲(安全限界)を逸脱することを防止すること、である。(a-1)及び(a-2)は、安全パイロットに代わって安全を確保する意味合いが強く、確実に機能することが求められる。従って、A/D機能の正常動作を妨げるような故障の発生時は確実に検出して直ちにFBWシステムをディスエンゲージする必要がある。一方、(b-1)及び(b-2)は、飛行規程等に記載されている運用限界が十分な安全余裕を持つため、運用範囲を超えても直ちに飛行の安全性が損なわれるわけではない。特に対気速度は急激に変化することがなく、また、MuPAL- α の運用では安全パイロットが常に監視している飛行状態なので、安全パイロットによる監視の補助の意味合いが強い。従って、センサ故障等によってA/D機能が正常に作動しない場合でも、安全パイロットが対応することで飛行の安全性を確保できる。

4.2 バンク角に対するFBW運用範囲

バンク運動中にA/Dが作動しても復元力が弱い場合、バンク運動が継続する可能性があるため、ロール角速度を考慮した運用範囲を設定することにした。

すなわち、ロールレートが (p) が一定であると仮定して、A/D作動後のバンク角が最大バンク角 (Φ_M) に圧するまでに一定の時間余裕 (Δt) を持つように、A/D機能が作動するバンク角の運用制限 $\Phi_{A/D}$ を以下のように、ロールレートの関数とした。

$$\Phi_{A/D} = \Phi_M - \Delta t * p \quad \dots (i)$$

$\Phi_{A/D}$: バンク角制限値 (度)
 Φ_M : 最大バンク角 (度)
 p : ロール角速度 (度/秒)
 Δt : リードタイム (秒)

図6(a)にバンク角 Φ とロール角速度 p の関係を示す。図中、灰色の部分はFBWモードで運用を禁止するエリアを意味する。斜線部は最大バンク角 Φ_M による制限を意味する。 Φ_M は、耐空類別・普通Nに許される最大バンク角である ± 60 度とした。

(i)式が意味する通り、 p が速い場合は Φ_M の手前で制限を加える。これは、ロール角速度が一定と仮定した場合、A/D作動後 Φ_M を超えるのに Δt 秒の時間余裕を持つことを意味する。図6(b)の実太線に p を保ったままA/Dとならなかった場合の時歴(概念図)を示す。また、 $\Phi_{A/D}$ でA/Dとなり安全パイロットが回復操作を行った場合を破細線で示す。

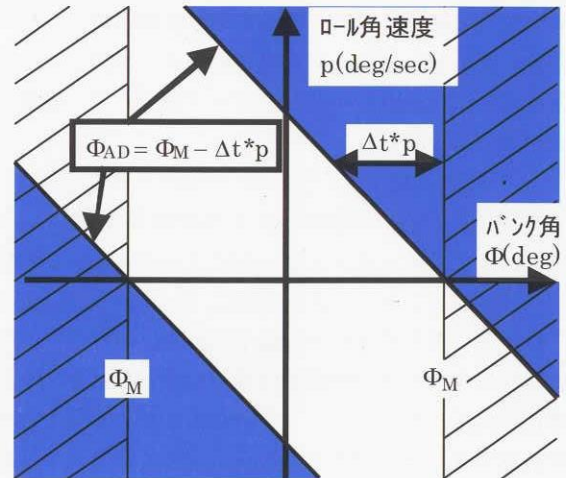
A/D作動後に安全パイロットが行う回復操作中の最大バンク角 Φ_{MAX} が大きくなる要因として以下があげられる(図6(b)中の①~③に対応)。

- ① A/D作動の警告に対する安全パイロットの反応遅れ
- ② 安全パイロットがホイールを操作する遅れ
- ③ 安全パイロットの回復操作に対する機体運動の応答遅れ

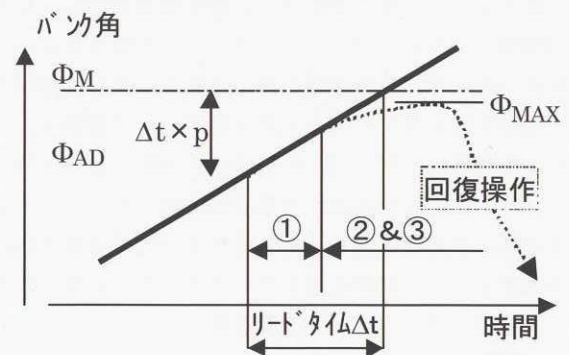
舵面に加わる空気力に対抗しうる最大エルロン舵角は速度の増加とともに小さくなるため、対気速度に関係無く、アクチュエータの暴走等による最大ロール角速度はほぼ一定となる(低速においてはエルロンが物理的に取り得る最大舵角一定となるため最大ロール角速度は低速ほど小さくなる)。しかし、低速では動圧が減るため、同じロール角速度を打ち消すためのエルロン舵角及びホイール角が大きくなるとともに舵効きは悪くなる。

従って、最大バンク角に対する①の影響は対気速度に関係無くほぼ一定となるのに対して、②及び③の影響は対気速度が小さいほど大きくなる。

そのため、設計パラメータであるリードタイム Δt は対気速度の関数とし、その値はシミュレータ試験により決定した。



(a) バンク角とロール角レートとの関係



(b) 回復操作

図6 バンク角に対するFBW運用制限

4.3 ピッチ姿勢角に対するFBW運用範囲

母機がトリム状態で飛行し得るピッチ姿勢角は $-13 \sim +28$ 度 (FLAP-UP時: $-9 \sim +28$ 度, FLAP-DOWN時: $-13 \sim +24$ 度) である。過渡的なピッチ運動を考慮しFBW運用範囲を設定したが、バンク角とは異なり安定性が強く、デイスエンゲージ後ピッチ姿勢角を常に回復する方向に動くため、ピッチ角速度は考慮しないことにした。

4.4 対気速度に対するFBW運用範囲

対気速度は飛行規程に示されている各種速度制限に対し母機で使用している対気速度計器の位置誤差とFBW用に新規に搭載した標準ピトー管の位置誤差の差を考慮し、FBW用ADC(Air Data computer, 対気データ処理計算機)のIAS計測値に対する速度限界を求め、その限界よりFBW用ADC固有の最大誤差だけ内側に運用範囲を設定した。

対気速度の運用範囲は、(3.4)で述べたMuPAL- α の運用形態により変化する。

4.5 飛行荷重倍数に対するFBW運用範囲

飛行規程により飛行荷重が負の領域に故意に入るとは禁止されているので、0Gを運用範囲の下限とした（構造強度上の下限値は-1.25G）。

クリーン形態（DLCフラップ無し）では、構造強度上限値は+3.15Gである。しかし、MuPAL- α で実施予定の実験では最大+2Gの飛行で十分であるため、+2Gを上限値とした。DLCフラップ付きの場合やF1フラップ形態の場合でもドルニエ社の解析では構造強度は+2.0Gを十分超えているため、DLCシステム搭載状況に係わらずDLCフラップが有る場合の制限値に統一して運用範囲を設定した。

なお、昇降舵単体が暴走した場合に発生しうる最大の飛行荷重の変動は約0.4Gとなるため、設定した範囲を超える可能性はない。エルロンやスロットルにより発生する飛行荷重は発生までに十分時間があるため安全パイロットによるM/Dで十分対応可能であり、また飛行荷重制限よりも姿勢角制限や速度制限によるA/Dとなる可能性が高い。

5. シミュレーション及び飛行試験

FBW運用範囲を設定するには、MuPAL- α が行い得る様々な飛行条件における運動を解析し、回復操作時の安全パイロットの対応を調べる必要がある。そのため、

- ①FBWシステムによって発生する運動
- ②A/D作動によって発生する運動
- ③A/D作動後の安全パイロット操作とその操作により発生する運動

を調べるために、計算機シミュレーション及び飛行シミュレータ⁷⁾を使ったシミュレーションを実施した。これらのシミュレーションで使用するMuPAL- α の数学モデルはNALで所有しているドルニエ社より入手した母機空力特性、NAL風洞試験で取得したDLC空力特性、単体試験で取得した各アクチュエータの動特性、NAL飛行試験

で取得したヒンジモーメント特性及び舵面がフリーとなった時の舵面の挙動に基づく数学モデルを使用した^{8) 9)}。これらのシミュレーション試験に用いた数学モデルは、MuPALの運動特性を十分な精度で再現し得るものである。

5.1 計算機シミュレーションによる設計・評価

飛行条件（フラップ位置、初期速度、初期経路角等）（エレベータ、エルロン、ラダー）及び暴走舵面を色々に変化させ、A/D作動した場合とA/Dを作動させなかった場合のMuPAL- α の機体運動をそれぞれ計算し比較した。この計算機シミュレーションではA/D後の安全パイロットによる回復操作は行わないものとする。

エレベータ舵面やラダー舵面暴走の場合は、A/Dが作動した後は機体の復元力により姿勢角は回復し、回復過程において特に問題は発生しないことを確認した。しかし、エルロン舵面暴走の場合は、A/D作動後もバンク角は増大するため、安全パイロットによる積極的な舵操作が必要なが判明した。

安全パイロットによる回復操作の影響は飛行シミュレータを使って評価することとした。

5.2 飛行シミュレータを使った評価

NALの飛行シミュレータを使って、NALのテストパイロットを被験者とし、A/D作動後の安全パイロットによる回復操作を調査した。飛行シミュレータとMuPAL- α の相違を表3に示す。A/D作動後の回復操作時の安全パイロットによる操縦及び機体運動に重点をおいたため、使用した飛行シミュレータはモーション装置を有していないものの、MuPAL- α と同等の外視界表示と操縦装置の反力発生装置を有している。

MuPAL- α による飛行実験を想定して、飛行シミュレータを使った試験は以下の手順により実施した。

[試験手順]

- I)安全パイロットが指定された飛行条件でトリムをとり、FBWシステムをエンゲージする。
- II)アクチュエータの最大暴走コマンドを入れる。
 - (a)安全パイロットには暴走のエンゲージを知らせない。
 - (b)安全パイロットは舵面暴走の間、操縦装置に手を添えるのみで力を加えない。
- III)A/Dが作動しFBW警告灯点灯および警報音鳴動した後、安全パイロットが回復操作を開始する。
 - (a)耐空類別N類の制限範囲に収まるよう回復操作を行う。
- IV)安全パイロットが回復できたと認識した時点で試験を終了。

表3 飛行シミュレータとMuPAL-αの差

	飛行シミュレータ	MuPAL-α	備考
外視界	グラフィック計算機で外視界を作成	外視界	ほぼ同じ
表示装置	グラフィック計算機で飛行計器を作成	飛行計器	ほぼ同じ
F BW関連操作装置	センタペダスタルに設置	センタペダスタルに設置	F BWエンゲージスイッチのみ使用
操縦装置	可変フィール装置付	機械式+空力負荷	フィール装置で模擬
モーション	なし	あり	

また、その時の評価基準は以下の通りである。

- ① A/D作動後の回復操作中に、機体が回復困難な運動状態に陥らないこと。
- ② A/D作動後の回復操作において、安全パイロットが過度のワークロードを感じないこと。
- ③ 特にバンク角に対するF BW運用範囲の設計試験では、バンク角が60度を超えないこと。

速度に対し設計パラメータ Δt を変化させたときのA/D後の期待回復時の最大バンク角を調査した結果を図7に示す。単独舵面（エルロンまたはラダー）暴走の場合は60度以下を○、60度以上になったケースを●で示した。各舵面が故障する確率は独立していることを考慮し、複数舵面（エルロン及びラダー）の場合は65度以下を△、それ以上を▲で示した。これらの結果、複数舵面による試験結果も概ね満足するようにバンク角に対するF BW運用範囲（図7の赤線）を設計した。

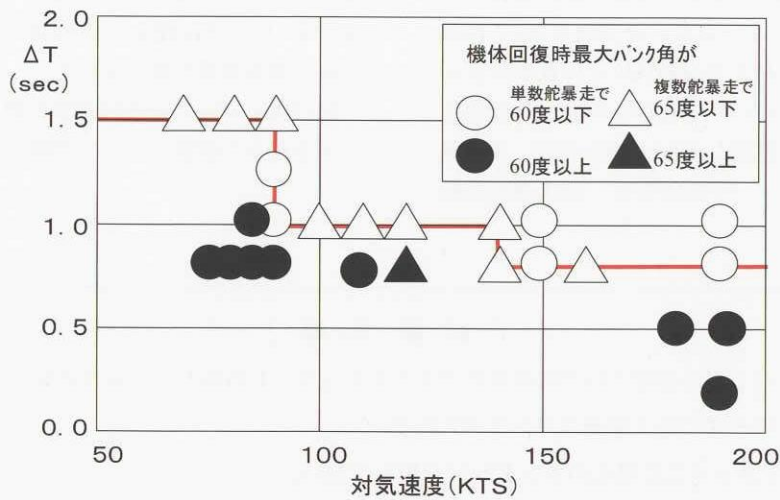


図7 シミュレータによる試験結果(バンク角)

6. 飛行試験結果

シミュレーションで設計したFBW運用範囲に対し、A/Dが確実に作動し回復操作が確実にできることを飛行試験で確認した⁴⁾。

まず地上において模擬信号を外部から入力し、設定した運用範囲を越えた際にA/Dが作動することを確認し、同様の確認を飛行実験において実際に機体を運動させて実施した。飛行試験では安全パイロットによる機体回復操作に支障が無いこと、また、回復操作に伴う高度損失の値を確認した。

安全に試験を実施するため、3段階の運用範囲を設定し狭い運用範囲から段階的に運用範囲を広げ飛行試験を

実施した。ロール角については以下のような設定をした。

- 第一段階 . . . ロール角制限 $\pm 30^\circ$
- 第二段階 . . . ロール角制限 $\pm 45^\circ$
- 第三段階 . . . ロール角制限 $\pm 60^\circ$

第三段階におけるFBW運用範囲(バンク角)から逸脱させた時のA/Dと回復操作時の飛行時歴を図8に示す。バンク角約40度、ロールレート約30度/sでA/Dがかかった後、安全パイロットはバンク角60度以下で安全に姿勢の回復を行うことができています。そのとき、バンク角度が制限値である60度を越えていないことがわかる。

本飛行試験による確認の結果、表4に示すFBW運用範囲がMuPAL- α に採用された。

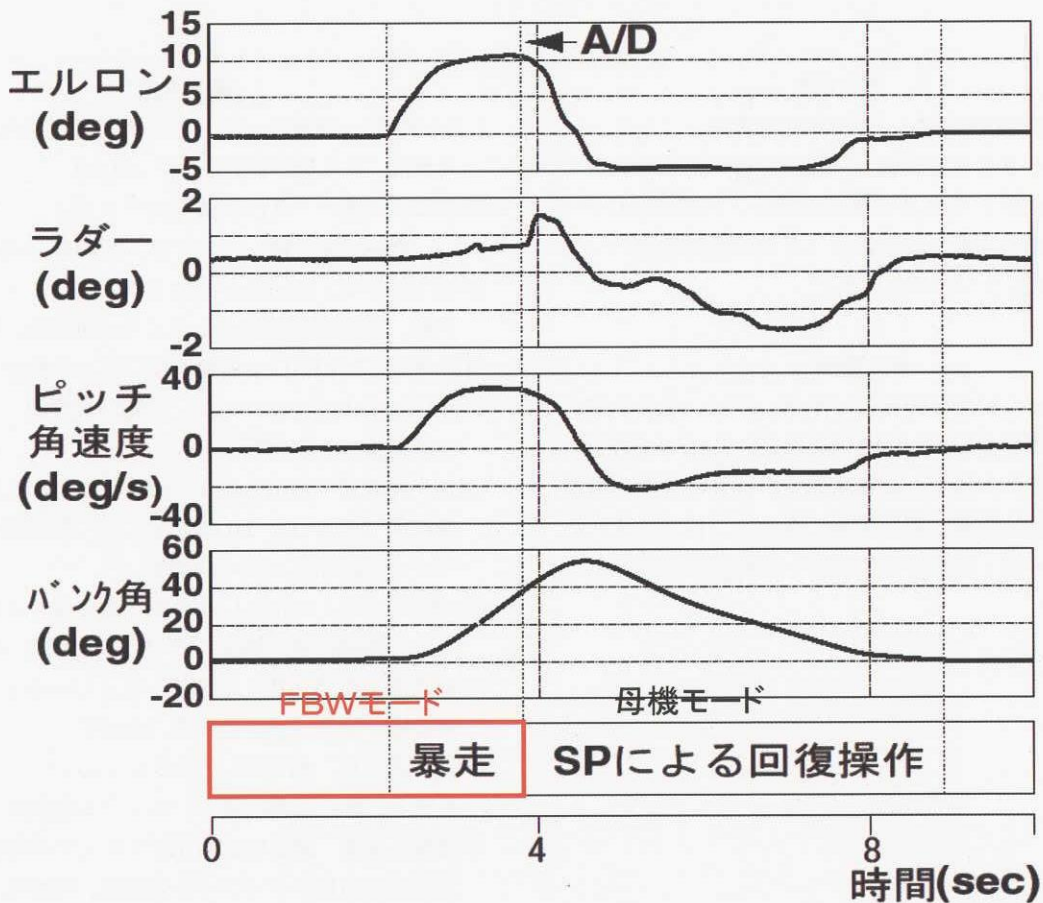


図8 飛行実験による確認例(バンク角,150kt)

表4 F B W運用範囲

項目	F B W運用範囲
計器速度 (IAS)	CLN形態 : $V_S + 3kt \sim V_{MO} - 7kt$ CLN形態以外 : $V_S + 3kt \sim V_{FE} - 4kt$
ピッチ角	-20 ~ +30度
バンク角	$\phi > 0: \phi (\text{deg}) < 60 - p(\text{deg/sec}) \cdot \Delta t$ $\phi < 0: \phi (\text{deg}) > -60 - p(\text{deg/sec}) \cdot \Delta t$ 90kt 以下 : $\Delta t = 1.5\text{sec}$ 90~140kt : $\Delta t = 1.0\text{sec}$ 140kt以上 : $\Delta t = 0.8\text{sec}$
荷重倍数	0 ~ +2 G

V_{FE} : 最大フラップ下げ速度(母機及びDLC搭載状態)

V_S : 失速速度(母機), V_{MO} : 最大運用速度(母機, 200kt)

7. あとがき

実験用航空機MuPAL- α の特殊性を考慮し、シミュレータ等によりF B W運用範囲の設計を行い、飛行試験で実証した。設計したF B W運用範囲は、FBW/DLCモードにおける飛行実験を安全に行うための監視機能の一つとしてMuPAL- α に組み込まれた。

8. 謝辞

MuPAL- α の耐空性審査にご尽力いただいた航空局、耐空証明にご尽力いただいた川崎重工、また、FBWシステムの機器製作を担当した東京航空計器及び多摩川精機、機体改修と地上試験、飛行実験に多大なご協力を頂いた株式会社ジャムコ及びその他の方々に謝意を表します。

参考文献

- (1) MuPAL- α 開発チーム：多目的実証実験機MuPAL- α の開発，航技研資料TM-747, 2000.1
- (2) 佐藤昌之他：飛行制御実証ツールとしてのMuPAL- α ，第38回飛行機シンポジウム前刷集, 2000年10月
- (3) 船引浩平他：MuPAL- α のセカンドコックピット評価試験，第38回飛行機シンポジウム前刷集, 2000年10月
- (4) 桑野他：MuPAL- α の耐空性に係わる機能及び試験結果(その1)-FBWシステム, 第38回飛行機シンポジウム前刷集, 2000年10月
- (5) 石川和敏他：MuPAL- α の耐空性に係わる機能及び試験結果(その2)-DLCシステム, 第38回飛行機シンポジウム前刷集, 2000年10月
- (6) 増位和也他：MuPAL- α の耐空性に関する設計と証明方針，第38回飛行機シンポジウム前刷集, 2000年10月
- (7) 村岡浩治他，MuPALの運航シミュレーション，第36回飛行機シンポジウム前刷集, 1998年
- (8) 岡田典秋他：MuPAL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前刷集, 1998年
- (9) 穂積弘毅他：MuPAL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前刷集, 1998年

正誤表 (JAXA-RR-03-024)

中表紙	著者の所属部署の部分
誤	<p>石川 和敏、佐藤 昌之、岡田 典秋、村岡 浩治、増位 和也 Kazutoshi ISHIKAWA , Masayuki SATO , Noriaki OKADA , Koji MURAOKA , Kazuya MASUI</p> <p>総合技術研究本部 飛行試験技術開発センター Flight Test and Simulation Technology Center Institute of Space Technology and Aeronautics</p>
正	<p>石川 和敏^{*1}、佐藤 昌之^{*1}、岡田 典秋^{*2}、村岡 浩治^{*2}、増位 和也^{*1} Kazutoshi ISHIKAWA , Masayuki SATO , Noriaki OKADA , Koji MURAOKA , Kazuya MASUI</p> <p>* 1 : 総合技術研究本部 飛行試験技術開発センター Flight Test and Simulation Technology Center Institute of Space Technology and Aeronautics</p> <p>* 2 : 総合技術研究本部 航空安全技術開発センター Air Safety Technology Center Institute of Space Technology and Aeronautics</p>
1ページ	著者の所属の部分と脚注の部分
誤	<p>石川和敏^{*1}，佐藤昌之^{*1}，岡田典秋^{*1}，村岡浩治^{*1}，増位和也^{*1}</p> <p>Kazutoshi ISHIKAWA^{*1}, Masayuki SATO^{*1}, Noriaki OKADA^{*1} Koji MURAOKA^{*1} and Kazuya MASUI^{*1}</p> <hr/> <p>* 平成16年3月19日 受付 (received 19 March, 2004)</p> <p>*1 総合技術研究本部 飛行試験技術開発センター (Flight Test and Simulation Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)</p>
正	<p>石川和敏^{*1}，佐藤昌之^{*1}，岡田典秋^{*2}，村岡浩治^{*2}，増位和也^{*1}</p> <p>Kazutoshi ISHIKAWA^{*1}, Masayuki SATO^{*1}, Noriaki OKADA^{*2} Koji MURAOKA^{*2} and Kazuya MASUI^{*1}</p> <hr/> <p>* 平成16年3月19日 受付 (received 19 March, 2004)</p> <p>*1 総合技術研究本部 飛行試験技術開発センター (Flight Test and Simulation Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)</p> <p>*2 総合技術研究本部 航空安全技術開発センター (Air Safety Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)</p>

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-03-024

発行日 2004年3月25日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町七丁目44番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 株式会社 ビー・シー・シー・
東京都港区浜松町2-4-1

©2004 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

