

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

### フライト・シミュレータにおけるモーション・キューの 客観的評価手法についての研究

萩原 敏正, 船引 浩平, 若色 薫, 村岡 浩治, 野嶋 琢也

2009年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

## 目 次

略語 .....	2
1. はじめに.....	2
2. 評価手法の検討.....	2
2.1 評価手法の概要 .....	3
2.1.1 目標値と出力値の誤差.....	3
2.1.2 位相余有 .....	3
2.2 評価手法の検証 .....	3
2.2.1 目標値と出力値の誤差.....	4
2.2.2 位相余有 .....	4
2.3 評価手法の選定 .....	4
3. 実験 .....	4
3.1 目的 .....	4
3.2 実験設備 .....	5
3.2.1 モーション・システムの性能.....	5
3.2.2 モーション駆動アルゴリズム .....	6
3.2.3 システム伝達遅れ.....	7
3.3 実験方法 .....	7
3.3.1 位相余有測定 .....	7
3.3.2 パイロット・コメント収集.....	8
3.3.3 飛行モデル .....	8
3.3.4 パイロット.....	8
4. 実験結果 .....	9
4.1 ピッチ・コマンド追従タスクの位相余有測定結果 .....	9
4.2 離陸タスクにおけるパイロット評価 .....	9
4.3 直線進入による着陸タスクにおけるパイロット評価.....	10
4.4 ロール・コマンド追従タスクの位相余有測定結果.....	11
4.5 オフセット進入による着陸タスクにおけるパイロット評価 .....	11
5. 考察 .....	12
6. ADVANI - HOSMAN CRITERIA.....	13
6.1 CRITERIA .....	13
6.2 検証内容 .....	14
6.3 検証結果 .....	15
7. おわりに.....	16
参考文献.....	16

# フライト・シミュレータにおけるモーション・キューの 客観的評価手法についての研究\*

萩原 敏正<sup>\*1</sup>, 船引 浩平<sup>\*1</sup>, 若色 薫<sup>\*1</sup>, 村岡 浩治<sup>\*2</sup>, 野嶋 琢也<sup>\*3</sup>

## Objective evaluation method for motion cueing fidelity\*

Toshimasa HAGIWARA<sup>\*1</sup>, Kohei FUNABIKI<sup>\*1</sup>, Kaoru WAKAIRO<sup>\*1</sup>,  
Koji MURAOKA<sup>\*2</sup> and Takuya NOJIMA<sup>\*3</sup>

### ABSTRACT

The relationship between the motion fidelity and pilot handling quality was investigated through a series of pilot-in-the-loop simulations. The phase margin of the aircraft-pilot system during a high gain tracking task was measured while varying the gain and filtering parameters of the motion cueing algorithm. As a result, measuring the phase margin the handling quality of the flight simulator can be compared with the actual aircraft. In addition, pilot comment at the same motion system setup as the phase margin measurement was verified with the tendency of the phase margin fluctuation and it supported the adequacy of the method to use the phase margin for evaluating motion cueing fidelity.

Keywords : Flight Simulator, Motion System, Setup, Evaluation, Handling Quality, Phase Margin

### 概要

本研究では Pilot-in-the-loop における位相余有に着目し、モーション・システムの設定が向上するにつれてパイロットの予測動作が進み位相余有の値が増加することを検証した。これによりモーション・システムが最適となる設定の位相余有と実機の位相余有を比較すれば、シミュレータがどの程度実機に近い操縦性を有しているかを客観的に評価することができる。また、位相余有を測定した各々のモーション・システムの設定での操縦を通して得られたパイロット・コメントと位相余有の増減の傾向を比較して、モーション・システムの設定と操縦性の関係を示すことに位相余有を使う方法の妥当性を検証した。

---

\* 平成 21 年 3 月 3 日 受付 (Received 3 March, 2009)

\*1 研究開発本部 飛行技術研究センター 飛行シミュレーションセクション  
(Flight Simulation Section, Flight Research Center, Aerospace Research and Development Directorate)

\*2 研究開発本部 飛行技術研究センター 飛行性セクション  
(Flight Qualities Section, Flight Research Center, Aerospace Research and Development Directorate)

\*3 研究開発本部 飛行技術研究センター 飛行シミュレーションセクション (現:電気通信大学)  
(Flight Simulation Section, Flight Research Center, Aerospace Research and Development Directorate (The University of Electro-Communications))

## 略語

ICAO	International Civil Aviation Organization
PFD	Primary Flight Display
WAC	Wide Angle Collimated
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
MDA	Motion Drive Algorithm

## 1. はじめに

フライト・シミュレータのモーション・システムについて“ハードウェアや駆動アルゴリズムを改善するとパイロットの操縦性が向上する”といった定性的な研究は多くなされているが、“モーション・キューがパイロットにどの程度影響を与えているか”または“モーション・システムを使用したフライト・シミュレータが実機に比べてどの程度の操縦性を有しているか”という定量的な研究はあまりなされていなかった。そのためモーション・システムがフライト・シミュレータを用いた研究にどの程度有効かを判断する基準が確立されていない。

宇宙航空研究開発機構(JAXA)が保有するフライト・シミュレータの操縦性を定量的に示すため、以下の実験を計画した。

- 1) 評価手法の選定
- 2) JAXA フライト・シミュレータのモーション・システムの評価
- 3) 実機との操縦性の比較

本研究では、評価手法の選定とその手法を用いたモーション・システムの評価までを行った。

一方、ICAO では訓練用シミュレータの規

格である ICAO9625 がフライト・シミュレータの性能向上のため改訂されようとしている。この際、モーション・システムの性能を客観的に評価する基準として Advani – Hosman Criteria が提案されている<sup>1)</sup>。

本研究で試みた手法を用いてこの基準を検証した。

## 2. 評価手法の検討

従来、モーション・システムは離陸や着陸のタスクを行い、その時のパイロット・コメントにより最適な設定に調整する。この手法ではモーション・システムの良否をパイロットの主観評価に頼っているため、モーション・システムの有効性を定量的に表すことができない。そこで、図 1 に示す情報伝達系<sup>2)</sup>のフィードバック・ループを評価することにより、モーション・キューがパイロットに与える影響を定量的に示すため以下の方法を検討した。

- 目標値と出力値の誤差
- 位相余有

評価の対象となるモーション・システム図 1 の中の、Motion Drive Algorithm, Motion System Hardware と Transport Delay の一部を含んだものである。

- Transport delay は、パイロットの操作入力からモーション・システムのアクチュエータが反応するまでの時間遅れである。
- Motion Drive Algorithm は、図 2 に示される Washout Filter である。

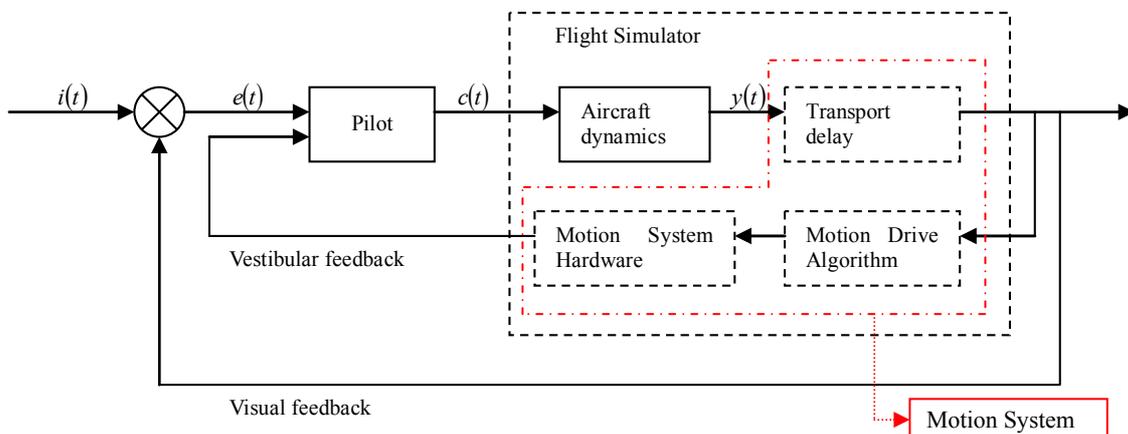


図 1 Pilot-in-the-loop における情報伝達

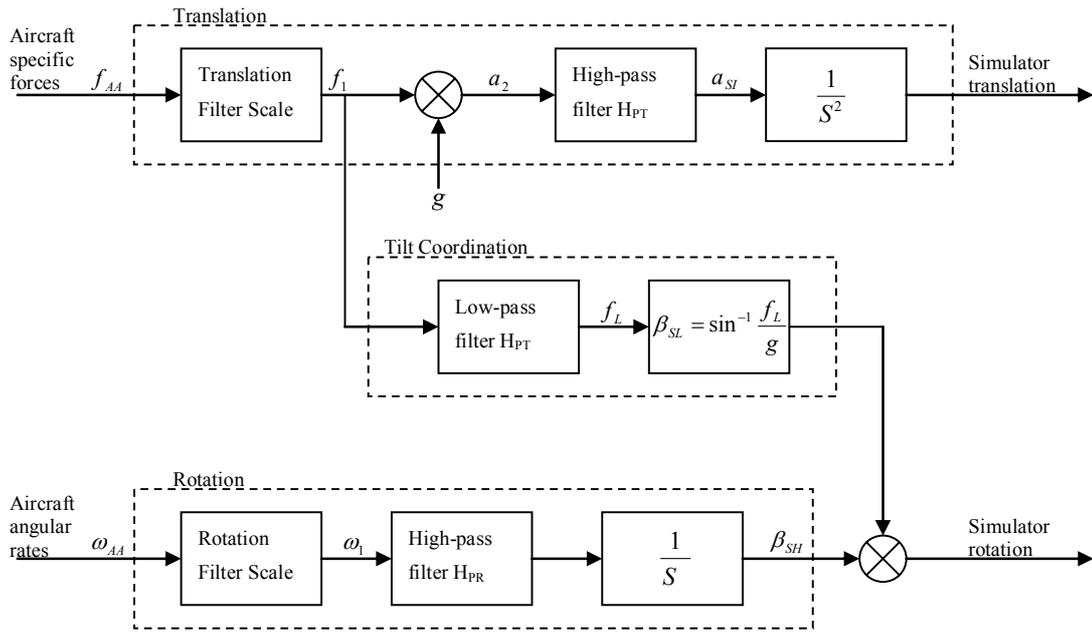


図 2 Motion Drive Algorithm のブロック線図

- Motion System Hardware は、アクチュエータやそのコントローラを含むハードウェアである。

## 2.1 評価手法の概要

### 2.1.1 目標値と出力値の誤差

Motion Drive Algorithm の設定変更によりパイロットに有効なキューが与えられ操縦性が向上すると、目標値への追従性が改善すると予測できる。

図 1 に示される Pilot-in-the-loop のコマンド値  $i(t)$  から運動計算の出力  $y(t)$  を引いた誤差から二乗平均平方根である式(2.2)を計算する。この値を使用して、操縦した結果が目標からずれる度合いを示すことができる。

$$e(t) = i(t) - y(t) \quad (2.1)$$

$$e_{rms} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N e_i^2} = \sqrt{\frac{e_1^2 + e_2^2 + \dots + e_N^2}{N}} \quad (2.2)$$

MDA の設定変更に伴ってモーション・キューが改善し操縦性が向上した場合、この誤差は小さくなると考えられる。例えば MDA の Filter Scale が大きくなるにつれてパイロットの操縦性が向上したとすると、誤差は徐々に小さくなると予測できる。

### 2.1.2 位相余有

位相余有はフィードバック・ループにおいて制御のシステム安定度を示す。有効なモーション・キューによりパイロットの予測動作が進み操縦性が向上すると Pilot-in-the-loop のシステム安定度が向上し位相余有が増加すると予測できる。

図 1 に示される Pilot-in-the-loop の一巡伝達関数  $H(\omega)$  (式(2.3))を同定してその位相余有を求めることができる。

$$H(\omega) = \frac{Y(\omega)}{E(\omega)} \quad (2.3)$$

モーション・システムの設定変更に伴ってモーション・キューが改善すると、位相余有の値も増加すると考えられる。例えば MDA の Filter Scale が大きくなるにつれてパイロットの操縦性が向上したとすると、位相余有は徐々に大きくなると予測できる。

## 2.2 評価手法の検証

モーションなし(Filter Scale=0), Filter Scale=0.1, 0.3, 0.4 それぞれ設定にて、0.05 ~ 2.0 Hz の各周波数(表 1参照)の正弦波コマンドに追従する実験を行い、各々の評価手法について検証を行った。

コラムを使って目標値となる正弦波周波数

のピッチ・コマンドを追従する実験を行い、そのデータを元に各評価手法により得られる値を測定した。実験設備や実験方法の詳細は「3. 実験」で述べるのでここでは省略する。

表 1 正弦波周波数

正弦波周波数 (Hz)	0.05, 0.1, 0.2, 0.3, 0.5, 0.8, 1.0, 1.5, 2.0
-------------	--

### 2.2.1 目標値と出力値の誤差

測定の結果、目標値の正弦波周波数が 0.8Hz の時のみ Filter Scale の増加に従って誤差が少なくなっていて、その他の周波数では有意な相関が見られなかった。

原因として以下が考えられる。

- 目標値の正弦波周波数が低い場合、ゆっくりした動きのため Filter Scale を変更してもモーション・キューの変化が少ない。
- 目標値の正弦波周波数が高い場合、追従が困難なため予測した傾向とならなかった。また、0.8Hz より大きな周波数の誤差が 0.8Hz より小さくなっているが、これは位相が  $360^\circ$  を超えたと推定される。

以上より、本手法は「モーション・システムの設定を変更した時にモーション・キューが操縦性に与える影響を定量的な数値で表す」ための評価手法としては不適切であると言える。

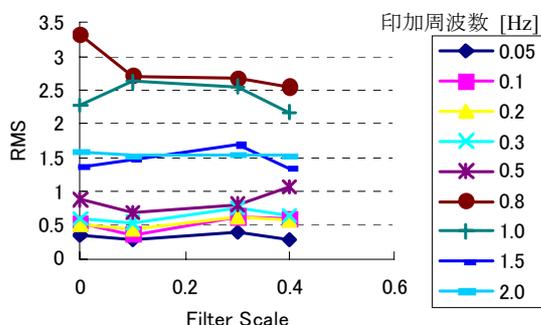


図 3 印加周波数ごとの目標値と出力値の誤差による測定結果

### 2.2.2 位相余有

図 4 に示されるように MDA の Filter

Scale の増加に伴って位相余有の値は増加している。このことは事前の予測に一致していて、この評価手法は「モーション・システムの設定を変更した時にモーション・キューが操縦性に与える影響を定量的な数値で表す」という目的に合致している。

また、この時のゲイン余有は、図5のように Filter Scale の増加に伴って変化しているものの、2dB 程度の差と変化量が小さかった。そこで、本実験では、位相余有の変化にのみ着目する。

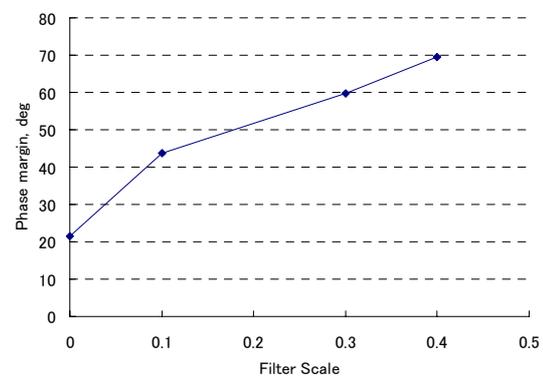


図 4 位相余有による測定結果

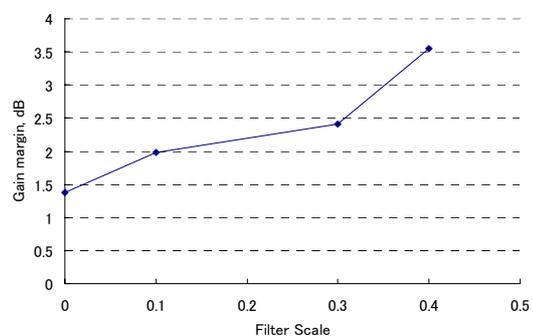


図 5 ゲイン余有の測定結果

## 2.3 評価手法の選定

検証の結果、「モーション・システムの設定を変更した時にモーション・キューが操縦性に与える影響を定量的な数値で表す」ためには「位相余有」を使用することが適切であると言える。

## 3. 実験

### 3.1 目的

本実験の目的は、フライト・シミュレータにおけるモーション・キューの客観的な評価手

法を確立することと、その評価手法によりモーション・システムの設定の最適値を求めることである。つまり位相余有がモーション・キューの効果を定量的に示すことができるかを検証し、最も実機に近いモーション・キューを与えるモーション・システムの設定を位相余有の値から見つけ出すことである。

“有効なモーション・キューによりパイロットの予測動作が進み操縦性が向上するとPilot-in-the-loopのシステム安定度が向上し位相余有が増加する”という仮説が成立すると図6のように実機の位相余有と比較して同じ位相余有の値となるようにモーション・システムを設定すれば実機と同じ操縦性を有することになる。

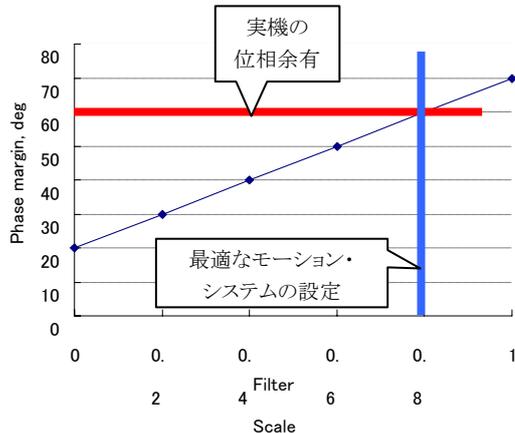


図6 位相余有を使ったモーション・システムの設定の最適値の求め方

### 3.2 実験設備

本研究で使用したフライト・シミュレータ(図7)の機器構成を表2に示す。



図7 フライト・シミュレータ外観図

表2 フライト・シミュレータ機器構成

操舵反力装置	電動モータ (コラム, ホイール, ペダル)
計器表示装置	15inch LCD×4 ( Primary Flight Display × 2, Electric Centralized Aircraft Monitor×2)
計算機システム	iHawk860 CPU: Intel Xeon 2.2GHz×4 Operation System : RedHawk Linux 2.2
飛行モデル	Do228, B747(縦方向のみ)
模擬視界表示装置	6ch WAC 型無限遠表示装置 視野角: H124° × V35° 解像度: 1280×1024 更新レート: 60Hz
模擬動揺装置	パラレル・リンク構造 6自由度 油圧アクチュエータ×6 ペイロード: 78,400N

#### 3.2.1 モーション・システムの性能

モーション・システムの仕様を表3に示す。また、モーション・システムのハードウェアにおける周波数応答特性を図8に示す。モーション・システムに使用されている構成部品の詳細な性能については文献3)による。

表3 モーション・システムの性能

可動軸	最大可動範囲	最大速度	最大加速度
前後(surge)	±1,065 mm	+0.885 m/s -0.76 m/s	±9.8 m/s <sup>2</sup>
左右 sway)	±1,120 mm	±0.89 m/s	±9.8 m/s <sup>2</sup>
上下(Heave)	-960 mm +800 mm	+0.75 m/s -0.64 m/s	±9.8 m/s <sup>2</sup>
ロール(Roll)	±22 deg	±22 deg/s	±215 deg/s <sup>2</sup>
ピッチ(Pitch)	-21 deg +29 deg	±20 deg/s	±105 deg/s <sup>2</sup>
ヨー(Yaw)	±28 deg	±24.5 deg/s	±325 deg/s <sup>2</sup>

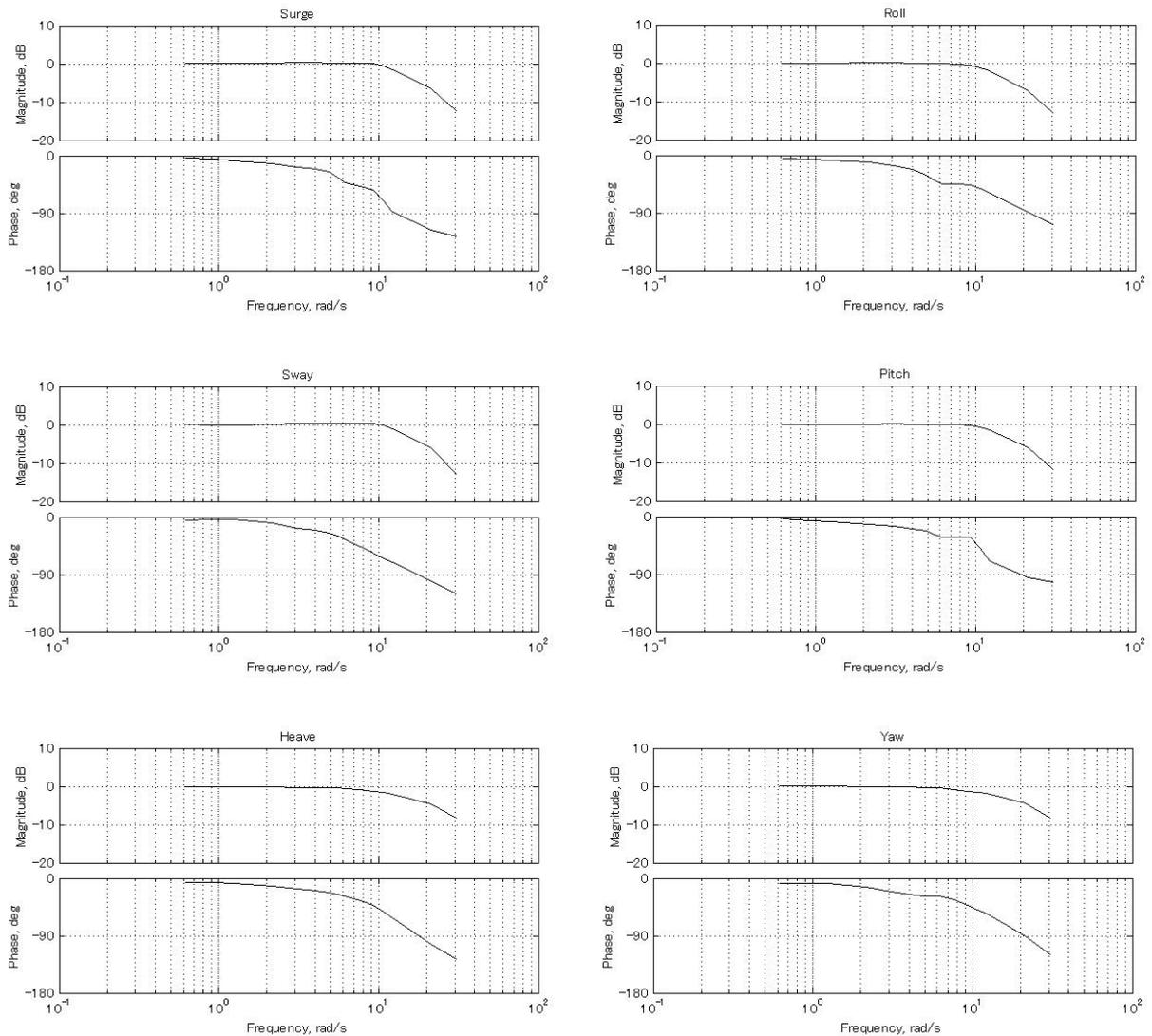


図 8 モーション・システムのハードウェアにおける周波数応答特性

### 3.2.2 モーション駆動アルゴリズム

実験に用いた Motion Drive Algorithm (図 2 参照) は L.D.Reid, M.A.Nahon らにより提案されたものである<sup>4)</sup>。

飛行モデルが出力した加速度は Translation のハイパス・フィルタを通してモーションの並進運動に変換される。このハイパス・フィルタの計算式は以下の通りである。

$$H_{PT} = \left( \frac{S}{S + \omega_n} \right)^2 \quad (3.1)$$

$S$  : Laplace variable

$\omega_n$  : High-pass filter break frequency

同様に、加速度は Tilt-coordination のローパス・フィルタを通して回転運動に変換さ

れ重力を使って持続加速度を模擬する。このローパス・フィルタの計算式は以下の通りである。

$$L_P = \frac{\omega_{LP}^2}{S^2 + 2\zeta_{LP}\omega_{LP}S + \omega_{LP}^2} \quad (3.2)$$

$\zeta_{LP}$  : Damping ratio of low-pass filter ( $\zeta_{LP}=1$ )

$\omega_{LP}$  : Low-pass filter break frequency ( $\omega_{LP}=2\omega_n$ )

角速度は Rotation のハイパス・フィルタを通して回転運動に変換され、持続加速度を模擬する角度と加算される。このハイパス・フィルタの計算式は以下の通りである。

$$H_{PR} = \frac{S}{S + \omega_n} \quad (3.3)$$

### 3.2.3 システム伝達遅れ

パイロット操作入力からアクチュエータが反応するまでの伝達遅れ(Transport Delay)は、全ての計算機の計算周期を考慮すると論理上最小 55ms 程度となる。そこで、コラム・アナログ値の電圧が5V を上下した位置でモーションを上下に 30mm 動かすソフトウェアを使ってコラムのアナログ電圧とアクチュエータ長を示す電圧を測定してシステム伝達遅れを実測した。その結果、最小約 55ms 最大約 65ms となり、アナログ・データのノイズや電圧をロギングする計測器のタイミングを考慮すると妥当な値と言えた。そこでフライト・シミュレータのシステム伝達遅れは最大値を採用して 65ms とした。

### 3.3 実験方法

表 4に示した Motion Drive Algorithm の各設定において正弦波コマンド追従による位相余有を測定した。また、「有効なモーション・キューによりパイロットの予測動作が進み操縦性が向上すると Pilot-in-the-loop のシステム安定度が向上し位相余有が増加する」という予測を検証するため正弦波コマンド追従の実験と同様の Motion Drive Algorithm の設定にて離発着のタスクを実施してパイロット・コメントを位相余有の値と比較した。

表 4 Motion Drive Algorithm の設定

Filter Scale	0.1, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7, 0.8
Filter break frequency [rad/s]	0.5, 1.5, 2.5

#### 3.3.1 位相余有測定

ピッチとロールについて正弦波コマンドを追従する実験を実施して各 MDA の設定における位相余有を測定する。

ピッチ・コマンド追従タスクでは、パイロットはシミュレータの正面計器ディスプレイの Primary Flight Display (図 9 参照)に表示されるピッチ・コマンドを、コラムを使って追従する。また、ロール・コマンド追従タスクでは同様に PFD に表示されるロール・コマンドを、ホイールを使って追従する。

全ての Motion Drive Algorithm の設定の組み合わせについて表 1に示した全ての正弦波の周波数のコマンド追従を実施する。本実験ではスイープ波は使用しなかった。その理由は、スイープ波では、コマンド初期に追従に失敗してしまうと後の追従結果まで影響してしまうので、失敗時の再試行の回数が増加してしまうためである。また、正弦波コマンドの周波数は交差角周波数が範囲内に入るように考慮して選択した。

位相余有は測定したデータから以下の手順で計算した。

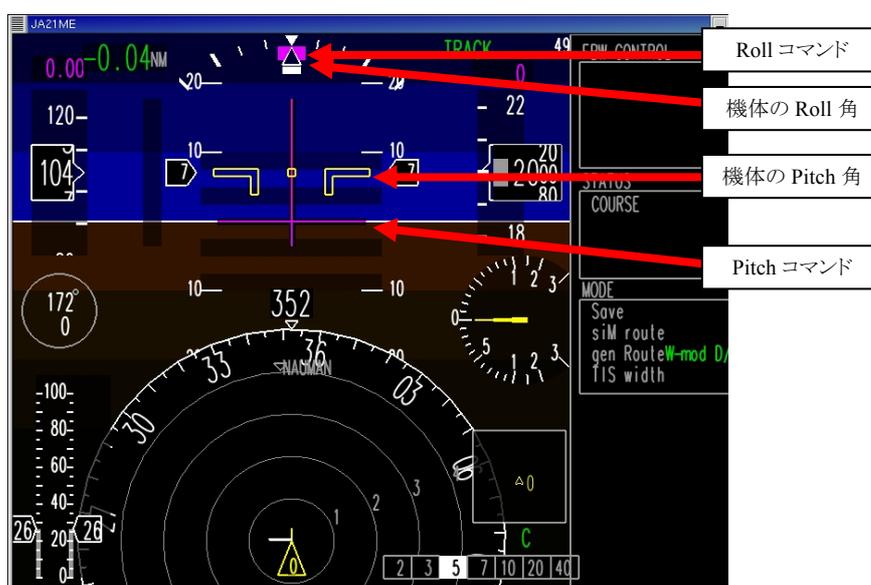


図 9 Primary Flight Display のコマンド表示

- ① 測定データから有効な部分を選択し、異常値を除去する。
- ② MATLAB を使って時暦データをフーリエ変換し周波数ベクトル・データに変換にする。
- ③ 測定したコマンドの周波数における振幅と位相を取得する。
- ④ 全周波数(表 1)における振幅と位相を近似し伝達関数  $H(\omega)$  を同定する。
- ⑤ 伝達関数  $H(\omega)$  の位相余有を取得する。

伝達関数の同定には、最小二乗(ARX)モデル、出力誤差(OE)モデル、予測誤差法(PEM)、部分空間法(N4SID)の中から最も良くデータを近似していた出力誤差(OE)モデルを使用した。

上記の測定及び計算を、モーションを使用しない場合と、表 4に示す MDA の設定の全 Filter Scale と全 Filter Break Frequency の組み合わせに対して実施した。

### 3.3.2 パイロット・コメント収集

位相余有の測定結果と MDA の設定変更によるパイロットの操縦性への影響との関連について確認するため、位相余有の測定と同じ MDA の設定にて離発着のタスクを実施してパイロット・コメントを収集した。

ピッチ・コマンド追従タスクの位相余有と比較するため、離陸タスクと直線進入による着陸タスクを実施した。また、ロール・コマンド追従タスクの位相余有と比較するために、オフセット進入による着陸タスクを実施した。

- **離陸タスク**

高度 1000ft までの離陸におけるピッチ方向の操縦性を評価した。

- **直線進入による着陸タスク**

高度 1150ft からパス角  $3^\circ$  での着陸におけるピッチ方向の操縦性を評価した。

- **オフセット進入による着陸タスク**

高度 800ft から左に 0.6NM オフセットした位置からパス角  $3^\circ$  での着陸におけるロール方向の操縦性を評価した。高度が直線進入より低いのは、短い距離で旋回し

ロール時のモーション・システムからの感覚をわかりやすくしたためである。

### 3.3.3 飛行モデル

位相余有測定及びパイロット・コメント収集には、Dornier228 の飛行モデルを使用し着陸形態で実験を実施した。

表 5 飛行モデルと飛行形態

Aircraft	Dynamics	Short Period	Nominal Speed	Altitude	Flap	Gear
Do228	非線形	2.19 [rad/s]	120 [kt]	2000 [ft]	2	Down

### 3.3.4 パイロット

実験は Dornier228 の操縦経験を有するパイロット 3 名にて実施した。3 名共飛行時間 5000 時間を超える経験を有している。

#### 4. 実験結果

##### 4.1 ピッチ・コマンド追従タスクの位相余有測定結果

ピッチ・コマンド追従タスクにより測定した位相余有を図 10 に示す。測定結果から以下の特徴を見ることができる。

- ① どのパイロットも Filter Scale が 0.5 付近まで位相余有が増加している。
- ② パイロット A は Filter Scale が 0.5 をピークにして、それ以降位相余有が飽和している。
- ③ パイロット B と C は、Filter Scale が 0.5 をピークにして、それ以降位相余有が減少している。
- ④ Filter Break Frequency の変更は、全てのパイロットにおいて位相余有の値にあまり影響がない。

##### 4.2 離陸タスクにおけるパイロット評価

Filter Brake Frequency が 2.5rad/s の時の各 Filter Scale における離陸タスクのパイロ

ット・コメントを表 6 に示す。コメントの青い文字はパイロット評価が Filter Scale の増加につれて向上していることを示して、緑色の文字は評価が飽和している、赤い文字は悪化していることを示している。

コメントから以下の特徴を見ることができる。

- ① パイロット A のコメントは、Filter Scale が 0.5 まで向上し、それ以降評価が飽和している。
- ② パイロット B のコメントは、Filter Scale が 0.5 まで向上し、それ以降評価が悪化している。
- ③ パイロット C のコメントは、Filter Scale が 0.4 まで向上し、それ以降評価が悪化している。
- ④ パイロット C のコメントが、Filter Scale が 0.4 をピークに悪化してしまったことを除けばパイロット評価の結果は位相余有の増減の傾向と一致している。

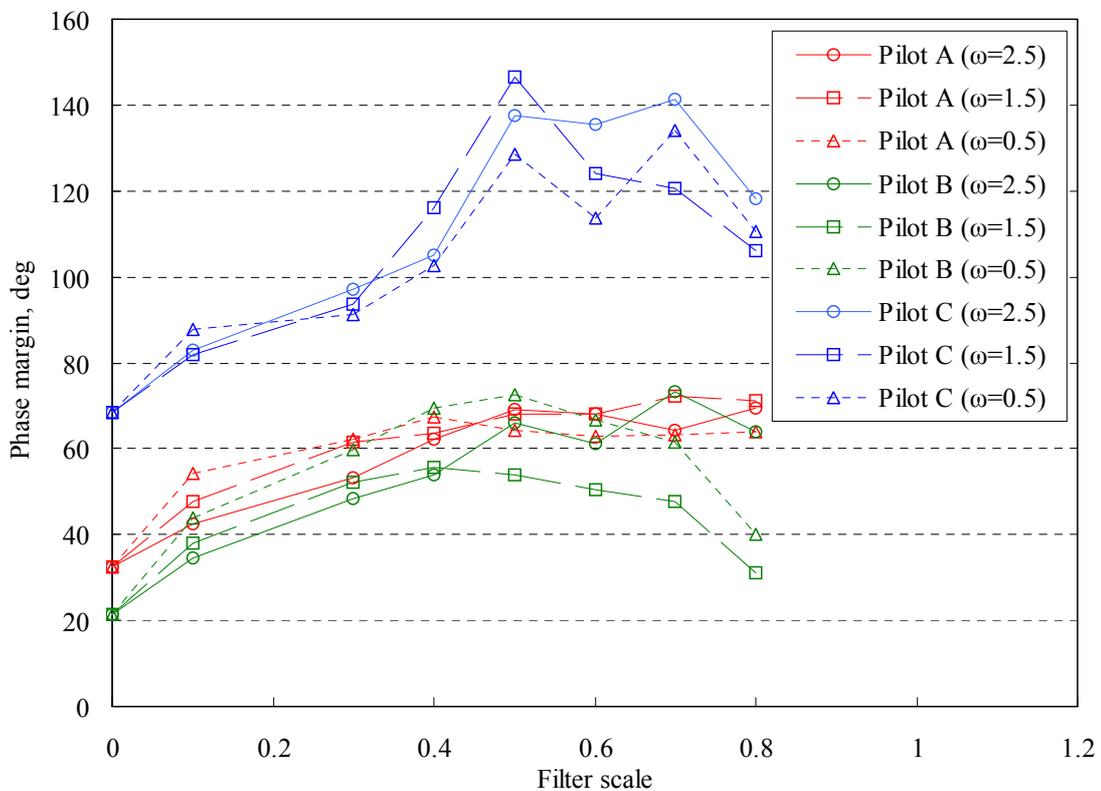


図 10 ピッチ・コマンド追従タスクの位相余有測定結果

表 6 離陸タスクにおけるパイロット・コメント

Filter break frequency	Filter scale	Pilot A	Pilot B	Pilot C
2.5	0.1	モーションなしよりは体感があるが非常に少ない体感.	縦方向は特に違和感がない.	走行感があるので、かなり細かく修正できた.
2.5	0.3	0.1 より加速感が良い. リフトオフした時の感じが明確になった.	0.1 と比較して加速感が良くなった.	0.1 に比べて実機に近くなった.
2.5	0.4	パワーを出した時の加速感が明瞭. 0.3 より姿勢の変化, 加速感を感じた.	0.3 と比較してリフトオフの感覚は実機に近い.	0.3 よりもさらに実機に近づいた感じ.
2.5	0.5	0.4 よりコントロールしやすくなった.	フラップやギアは実機に近い.	実機とは違ってしまった.
2.5	0.6	0.5 と変わらない.	リフトオフの加速度変化が大きすぎる. ギアやフラップ操作に対する動きが大きすぎる.	加速感が残ってしまっている.
2.5	0.7	どちらかと言えばノーズがあがるころやメインギアがあがるころがわかった.	加速感がオーバーすぎる. リフトオフの感覚が現実から離れ始めた.	0.6 より違和感がある.
2.5	0.8	0.7 よりコントロールしやすかった.	実機の感覚では無くなってきた.	0.7 より違和感がある.

#### 4.3 直線進入による着陸タスクにおけるパイロット評価

Filter Brake Frequency が 2.5rad/s の時の各 Filter Scale における直線進入による着陸タスクのパイロット・コメントを表 7 に示す.

コメントから以下の特徴を見ることができる.

- ① パイロット A のコメントは, Filter Scale が 0.4 まで向上し, それ以降評価が飽和している.
- ② パイロット B のコメントは, Filter

Scale が 0.5 まで向上し, それ以降評価が悪化している.

- ③ パイロット C のコメントは, Filter Scale が 0.4 まで向上し, それ以降評価が悪化している.
- ④ パイロット A のコメントが, Filter Scale が 0.4 をピークに飽和してしまっただけを除けばパイロット評価の結果は離陸タスクと一致している.

表 7 直線進入による着陸タスクにおけるパイロット・コメント

Filter break frequency	Filter scale	Pilot A	Pilot B	Pilot C
2.5	0.1	モーションなしよりは良い.	悪くはない. モーションの動きは感じられるがモーションなしとの差が分からない.	接地以外は実機に近い感じがあった.
2.5	0.3	0.1 より体感が向上した.	飛んでいる感じは少しある	0.1 より上手くできた.
2.5	0.4	0.3 より体感が向上した. 実機に近い.	実機に近い.	0.3 より上手くできた.
2.5	0.5	0.4 と同じような感覚.	違和感がない. 実機に近い.	ピッチの動きが変化しすぎ. 実機に似ていない.
2.5	0.6	0.5 と同じような感覚.	実機に近いが 0.5 の方がさらに良い.	0.5 と同じ感覚.
2.5	0.7	動きが鈍い.	シャープだが動きが大きすぎる.	0.6 と同じ感覚.
2.5	0.8	動きが鈍い.	シャープだが動きが大きすぎる.	0.7 と同じ感覚.

#### 4.4 ロール・コマンド追従タスクの位相余有測定結果

ロール・コマンド追従タスクにより測定した位相余有を図 11 に示す。測定結果から以下の特徴を見ることができる。

- ① どのパイロットも Filter Scale が 0.4 付近まで位相余有が増加している。
- ② パイロット A と B は Filter Scale が 0.4 をピークに位相余有が増加して、それ以降は飽和または穏やかに減少している。
- ③ パイロット C は、Filter Scale が 0.4 をピークにして、それ以降位相余有が減少している。
- ④ Filter Break Frequency の変更は、全てのパイロットにおいて位相余有にあまり影響がない。

#### 4.5 オフセット進入による着陸タスクにおけるパイロット評価

Filter Brake Frequency が 2.5rad/s の時の各 Filter Scale におけるオフセット進入による着陸タスクのパイロット・コメントを表 8 に示す。コメントから以下の特徴を見ることができる。

- ① パイロットのコメントは、Filter Scale が 0.4 まで向上し、それ以降評価が悪化している。
- ② パイロット評価が悪化する Filter Scale の値と位相余有が減少または飽和する Filter Scale の値は、ほぼ一致している。

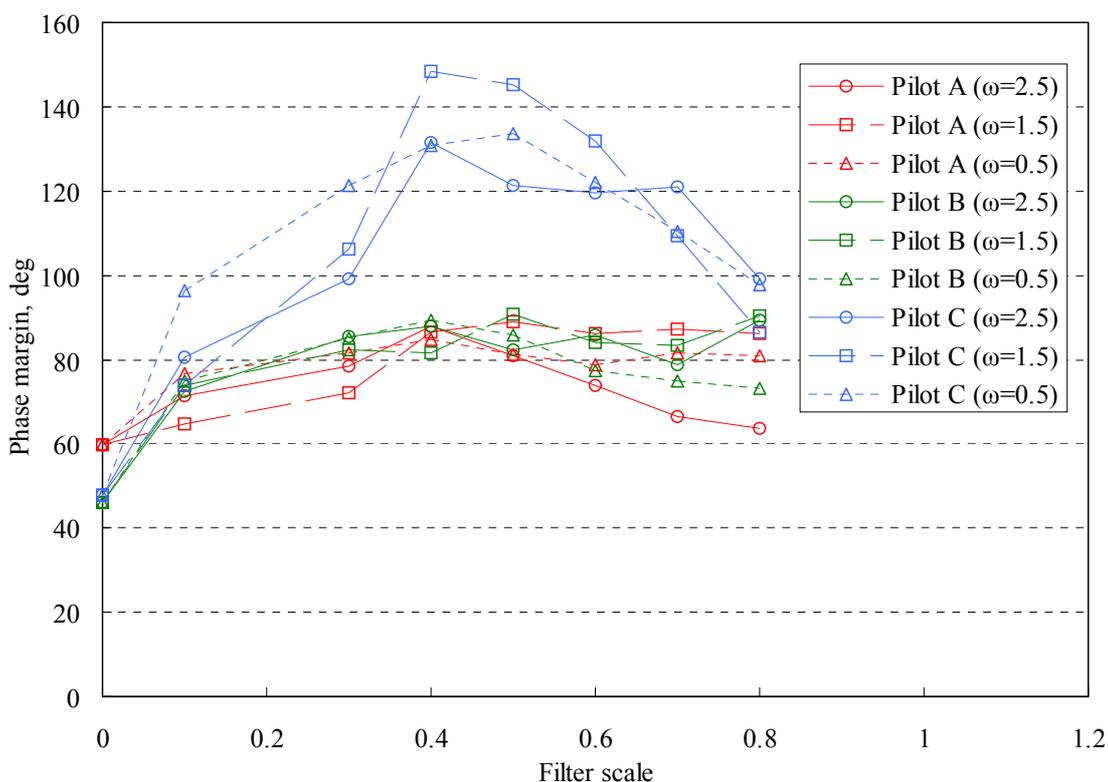


図 11 ロール・コマンド追従タスクの位相余有測定結果

表 8 オフセット進入による着陸タスクにおけるパイロット・コメント

Filter break frequency	Filter scale	Pilot A	Pilot B	Pilot C
2.5	0.1	モーションの動きはあまり感じなかった。	計器を見ながらロール旋回中にモーションの良さを感じた。	モーションなしよりやり易かった。
2.5	0.3	ロールに対してモーションの動きはあまり感じなかった。	0.1との差はわからない。	0.1との違いが分からない。
2.5	0.4	0.3同様。	0.3との違いが分かった。	0.3との違いが分からない。
2.5	0.5	バンク操作を止めたとき僅かにおつりが来る。	若干大きく動きすぎる。	実機とは違う感覚。
2.5	0.6	舵を切って戻したときおつりが来る。	ふわふわして安定感がない。	0.5と同じ感覚。
2.5	0.7	モーションが効き過ぎている。	反応が早すぎる。	実機とは違う。
2.5	0.8	バンク角を一定に止めようとしたときにぎくしゃくする。	大きく動きすぎる。ビクッという動きが発生した。	実機より早く動いてしまう。

## 5. 考察

実験の結果より、ピッチ方向の位相余有の増減の傾向とパイロット評価の良否の傾向はほぼ一致していると言える。また、ロール方向は、パイロット評価の向上は認められなかったが、位相余有の増減のピークとパイロット評価が悪化する Filter Scale はほぼ一致していると言える。これは、ロール方向のパイロット評価をするタスクの設定が不十分で、有効なモーション・キューがあまり出ていなかったと推定できる。しかしながら、パイロットは操舵応答が悪化したことは感じ取ることができ、それによりコメントが悪化した。以上より「有効なモーション・キューによりパイロットの予測動作が進み操縦性が向上すると Pilot-in-the-loop のシステム安定度が向上し位相余有が増加する」ことはロール方向に関して不十分ながら実証でき、位相余有の増減の傾向によりパイロットの操縦性を評価することができることが分かった。

ただし、位相余有の値はパイロットの操作の特徴を反映しているので、個々のパイロットによって違い、増減の傾向は一致するものの値自体が客観的な基準とはならないことも分かった。

また、現状のモーション・システムでは、ピッチ方向は Filter Scale が 0.5 の時、ロール方向は Filter Scale が 0.4 の時最も操縦性が向上することが分かった。

直線進入による着陸タスクのパイロット評価に多少のばらつきが見られるが、パイロットのコメントからモーション・キューを感じづらかったことが分かった。この原因は当該タスクにおいてはモーション・キューがあまり出ていなかったためと推定される。モーション・システムを評価する場合は、もう少し高い機動を要求するタスクが必要であることが分かった。

ピッチ・ロール共に位相余有の値は、ピークを過ぎると飽和したり低下したりしてしまった。これに対しては以下の原因が推定される。

- ① 位相余有がピークとなる値のモーション・システムの設定で、パイロットが十分な体感を得ている。
- ② モーション・システムのハードウェアの性能限界に達してしまった。
- ③ モーション駆動アルゴリズムに改良の余地がある。

②の原因として、Motion System Hardware の位相差が影響していることが考えられる。Motion System Hardware は交差角周波数付近で $-18^\circ$ の位相差がある。これは 83ms の等価時間遅れに換算される。65ms の伝達遅れと合わせて合計約 150ms の遅れとなる。

③の原因として持続加速度と角速度を単純に足していることが考えられる。重力を使用して持続加速度を与えるためにモーションを傾ける時にも回転運動となり角速度を発生する。また、角速度を感じさせるためにモーシ

ョンを傾ける時にも重力の影響で加速度を発生させてしまう。それ故、Filter Scale の設定より大きな加速度や角速度となるモーション・キューが発生している可能性がある。

### 6. Advani – Hosman Criteria

近年、訓練用フライト・シミュレータの性能向上のためフライト・シミュレータの規格である ICAO9625<sup>5)</sup>に Advani – Hosman Criteria が提案された<sup>1)</sup>。本研究において実施した、操舵応答に対する位相余有の増減の傾向を用いて Advani – Hosman Criteria と JAXA フライト・シミュレータのモーション・システムの性能を比較した。

#### 6.1 Criteria

Advani – Hosman Criteria では、図 1 に示した伝達遅れ (Transport Delay)、モーション駆動アルゴリズム (Motion Drive Algorithm)、モーション・システムの周波数応答特性 (Motion System Hardware) を合わせた伝達関数を Gain modulus と Phase distortion の平面上にプロットし、有効周波数内の曲線が Gain modulus と Phase distortion の範囲内にあることによりモーション性能の基準を客観的に示したものである。

現在、図 12 のように回転運動 (Rotation) において Gain modulus は 0.6 以上 1.0 以下、Phase distortion は 0° 以上 20° 以下の範囲内に合計した伝達関数が入るように提案され、並進運動 (Translation) では Gain modulus は 0.6 以上 1.0 以下、Phase distortion は 0° 以上 50° 以下の範囲に入るように提案されている。

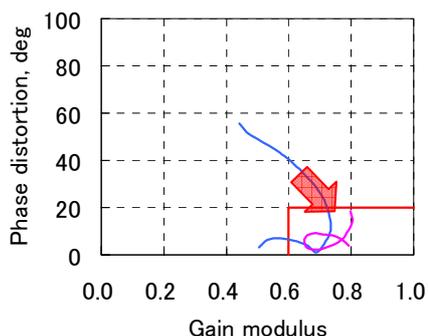


図 12 Advani – Hosman Criteria

前出の実験における各 MDA の設定を Advani – Hosman Criteria に当てはめたものを図 13～図 15 に示す。

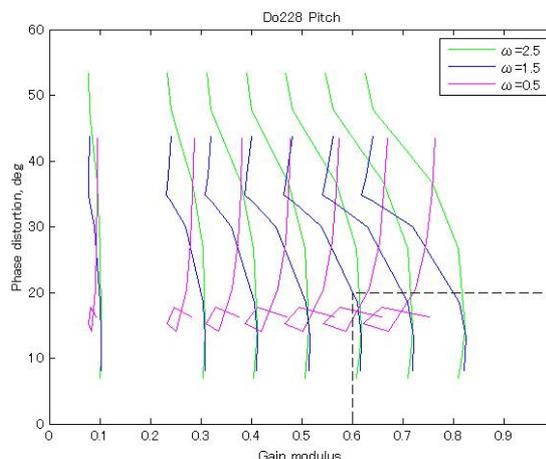


図 13 各 MDA の設定における Do228 ピッチ

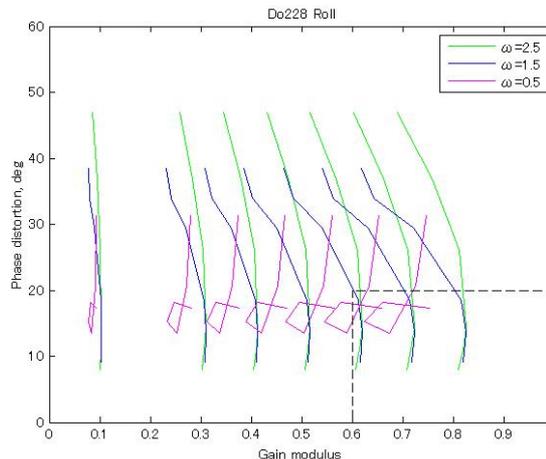


図 14 各 MDA の設定における Do228 ロール

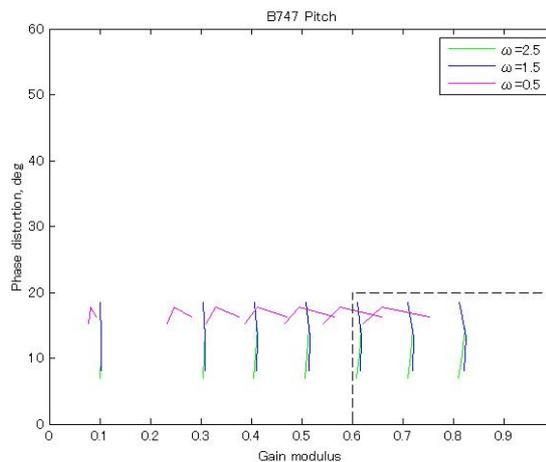


図 15 各 MDA の設定における B747 ピッチ

図 13 と図 15 の違いは Do228 と B747 の有効周波数の違いによる。

## 6.2 検証内容

Advani – Hosman Criteria が妥当であれば、各 MDA の設定における位相余有の値は図 16 のように基準の範囲に近づくにつれて大きくなると予想できる。

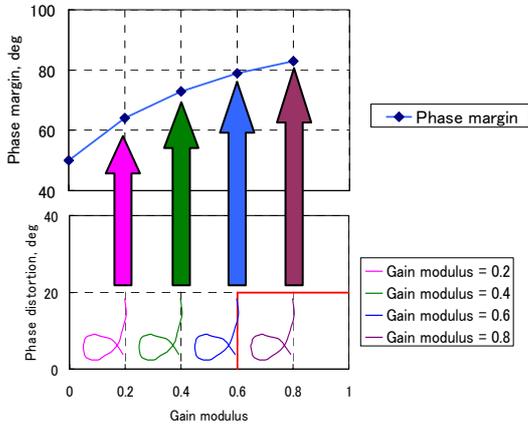


図 16 Advani – Hosman Criteria と位相余有

更に図 17 に示すように実機の位相余有が基準値の範囲内にあれば、この Criteria の妥当性を傍証できると考えた。

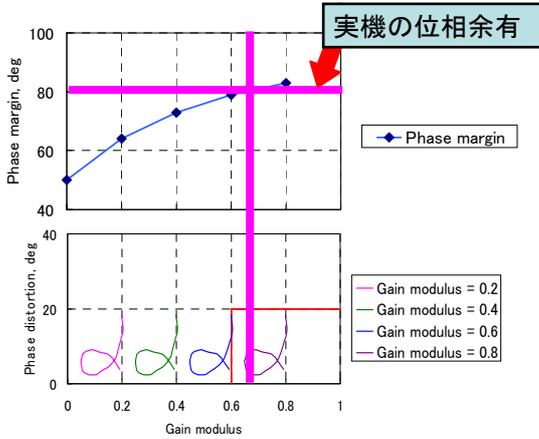


図 17 Criteria と実機の位相余有の比較

本研究では Advani – Hosman Criteria の以下の疑問について検証した。

- ① ピッチとロールで同じ基準で良いのか？
- ② 違う飛行モデルでも同じ基準で良いのか？
- ③ 基準値の範囲は妥当か？
- ④ Advani – Hosman Criteria は、モーション・システムの基準として妥当か？

①については、前出の Do228 でのピッチとロールの実験結果より言及できる。

②について検証するため、B747 の飛行モデルを使ってピッチ追従タスクを実施した。

表 9 飛行モデルと飛行形態<sup>6)</sup>

Aircraft	Dynamics	Short Period	Nominal Speed	Altitude	Flap	Gear
B747	線形*	0.771 [rad/s]	131 [kt]	2000 [ft]	Up	Up

図 18 に示すように位相余有の増減のピーク Dornier228 同様で、Filter Scale 約 0.5 のあたりである。

同じパイロットによる違う飛行モデルでの位相余有増減傾向を比較すると(図 19)非常に良く似ていることが分かった。

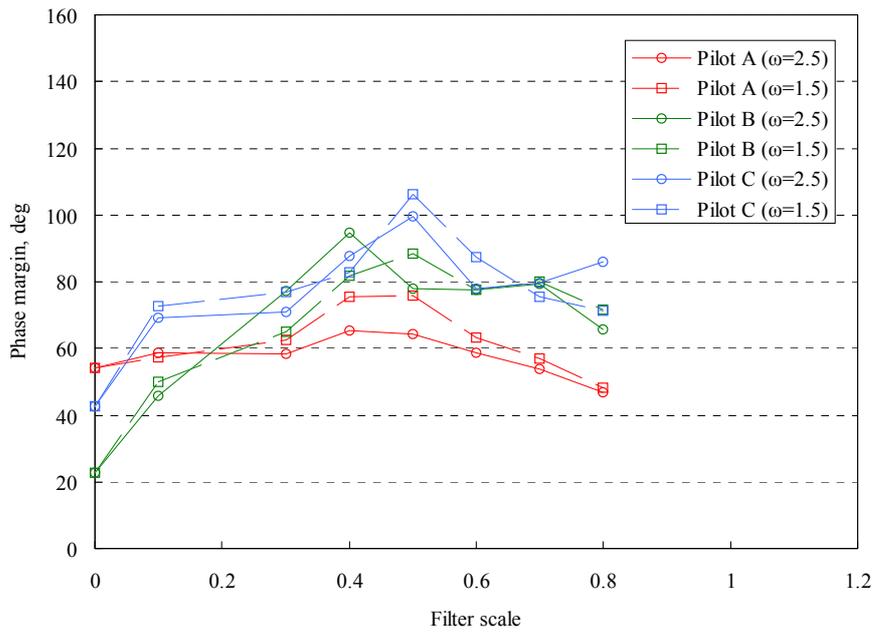


図 18 B747 でのピッチ・コマンド追従タスクの位相余裕測定結果

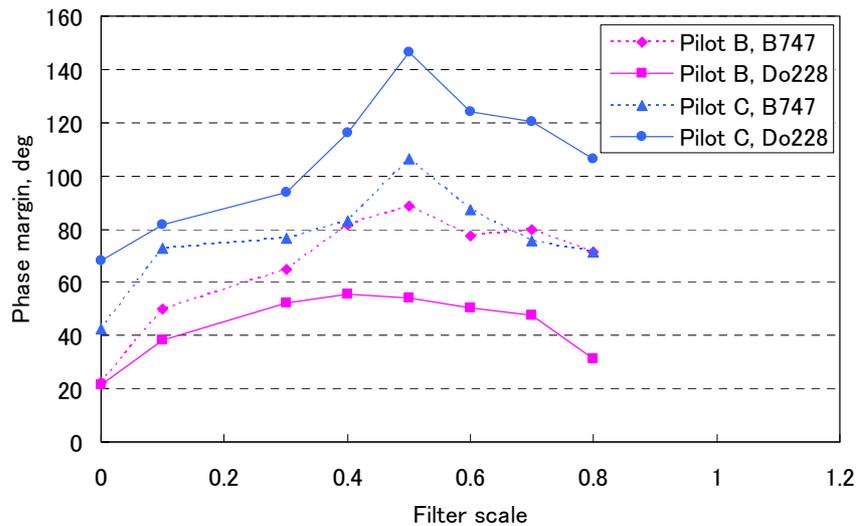


図 19 同じパイロットによる違う飛行モデルでの位相余裕増減傾向の比較

### 6.3 検証結果

Advani – Hosman Criteria の検証をした結果、以下のことが言える。

- ① ピッチとロールについては前出の実験でピッチとロールの位相余裕のピークが違った Motion Drive Algorithm の設定となっていたことから、厳密に言うと違う基準値であることが望ましい。
- ② 違う飛行モデルでも同じ基準で良いと断言するには実験ケースが少なすぎるが、逆に違う飛行モデルを使った場合に違う基準でなければならないという明確な差は見いだせなかった。
- ③ 本研究では、実機の位相余裕を測定するまでは至らなかったため基準値の範囲が妥当かどうか検証できなかった。

- ④ B747 の実験では, Filter Scale が 0.7 以上で基準の範囲内に入っているにも関わらず, 位相余有は Filter Scale が 0.5 をピークにしてその後低下している. このことより, Advani – Hosman Criteria がモーション・システムの有効性を示す客観的な基準であるという傍証は本研究からは得られなかった.

## 7. おわりに

本研究により, 位相余有を使って客観的にモーション・システムの設定の最適値を求めることができた. 今後, この設定がどれだけ実機に近いかを検証するため, 実機にてピッチ及びロールの追従タスクを実施して実機の位相余有を測定する. また, Filter Scale が約 0.5 より大きくなると操縦性がそれ以上向上しない原因を今後調査する必要がある.

## 参考文献

- 1) Advani, S. K., Hosman, R. and Potter, M.; Objective Motion Fidelity Qualification in Flight Training Simulators, AIAA 2007-6802 (2007)
- 2) Advani, S. K., Hosman, R., Lawrence, B. and Schuring, J.; A Full-Flight Simulator of the 1903 Wright Flyer, AIAA 2003-5815 (2003)
- 3) 川原弘靖, 岡田正典, 渡辺顯, 坂東俊夫, 若色薫; 飛行シミュレーション試験設備, モーション模擬装置の構成および機能, 性能, NAL TM-575 (1987)
- 4) Reid, L. D. and Nahon, M. A.; Flight Simulator Motion-base Drive Algorithm, Part 1-3, UTIAS CN ISSN 0082-5255 (1985-1986)
- 5) Manual of Criteria for Qualification of Flight Simulator, ICAO9625 (2003)
- 6) Heffley, R. K. and Jewell, F. W.; Aircraft Handling Quality Data, NASA CR-2144 (1972)
- 7) Groen, E. L., Hosman, R. and Dominicus, J. W.; Motion Fidelity during a Simulated Takeoff, AIAA 2003-5680 (2003)
- 8) 田中敬司; 人間パイロットモデルを利用した手動制御系の一評価法, NAL TR-613 (1908)
- 9) McRuer, D. T. and Krendel, E. S.; Mathematical Models of Human Pilot Behavior, AGARD AG-188 (1974)
- 10) Hosman, R.; Pilot's perception and control of aircraft motions, Delft University Press (1996)