

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

回転翼機用フライト・シミュレータにおける モーション・システムの設定

萩原 敏正, 船引 浩平, 若色 薫

2011 年 9 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. 実験の目的	2
3. 実験	2
3.1 位相余有測定	3
3.1.1 Heave 方向の位相余有測定方法	3
3.1.2 Yaw 方向の位相余有測定方法	3
3.1.3 パイロット	4
3.2 位相余有測定結果	4
3.2.1 Heave 方向の位相余有	4
3.2.1.1 ζ の位相余有への影響	4
3.2.1.2 ω_n の位相余有への影響	4
3.2.1.3 ω_b の位相余有への影響	5
3.2.1.4 ゲインの位相余有への影響	5
3.2.1.5 Heave 方向の設定の最適値	5
3.2.2 Yaw 方向の位相余有	5
3.2.2.1 ζ の位相余有への影響	5
3.2.2.2 ω_n の位相余有への影響	6
3.2.2.3 ゲインの位相余有への影響	6
3.2.2.4 Yaw 方向の設定の最適値	6
3.3 パイロット操縦による検証	6
3.3.1 実験方法	7
3.3.2 パイロット	7
3.3.3 実験結果	7
4. 考察	7
5. おわりに	10
参考文献	10

回転翼機用フライト・シミュレータにおける モーション・システムの設定*

萩原 敏正^{*1}, 船引 浩平^{*1}, 若色 薫^{*1}

Motion System Setup for Rotorcraft Flight Simulator*

Toshimasa HAGIWARA^{*1}, Kohei FUNABIKI^{*1} and Kaoru WAKAIRO^{*1}

Abstract

The previous studies have confirmed that the phase margin in Pilot-in-the-loop shows objective motion system setup adequacy based on an assumption that the phase margin will be increased according to the improved motion cue which affects pilot estimation.

In this study, first, heave and yaw phase margins of JAXA rotorcraft flight simulator were measured varying motion system setup, because it assumed they are typically different from airplane flight simulator. Next, the adequacy of motion system setups resulted from phase margin measurements was verified by the pilot comments through stop and go tasks, side step tasks, etc. And it was also confirmed whether these motion system setups should be reflected in other motion system setups. Finally, all motion system setups of JAXA rotorcraft flight simulator became adequate.

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

概 要

本研究では、JAXA 回転翼機用シミュレータのモーション・システムを最適化することを目的とし、回転翼機と固定翼機で大きく異なると想定される Heave（上下）と Yaw 方向の位相余有をモーション・システムの設定を変えながら測定した。

また、Heave と Yaw の位相余有の測定で得られたモーション・システムのフィルタの時定数等の設定の可否を判断し、その設定を Heave と Yaw 以外の軸の設定に反映すべきかどうかを判断するためにシミュレータによる確認フライトを実施し、パイロット・コメントより全設定の最適値を求めた。

* 平成 23 年 6 月 28 日 受付 (Received 28 June, 2011)

* 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)

略 語

JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
FSCAT-A	Flight Simulator Complex for Advanced Technology – Airplane
FSCAT-R	Flight Simulator Complex for Advanced Technology – Rotorcraft

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（JAXA）では文献 1 及び 2 において「図 1 に示す動揺感覚伝達系の閉ループにおいて、モーション・システムが生成するモーション・キューがパイロット・モデル³⁾の位相進みなどの予測要素に影響して、モーション・システムの設定が改善すると Pilot-in-the-loop の位相余有が増加する」という仮定に基づいて、固定翼機用フライト・シミュレータ（FSCAT-A）のモーション・システムの性能要求を調べ、その設定の最適値を求めた。

一方、回転翼機用フライト・シミュレータ（FSCAT-R）は模擬対象とする機体の特性が回転翼機であり、固定翼機とは異なる。また、モーション・システムの規模も表 1 のように異なる。そこで、本研究では文献 1 及び 2 と同様に Pilot-in-the-loop の位相余有を基に回転翼機用モーション・システムの設定の最適値を求める。

表 1 モーション・システムの比較

	FSCAT-A	FSCAT-R
アクチュエータ	油圧 6 軸	電動 6 軸
構造	パラレルリンク	パラレルリンク
自由度	6 DOF	6 DOF
最大加速度	9.8 m/s ²	4.9 m/s ²
最大移動量	± 0.86 m	± 0.2 m
最大回転角	± 20 deg	± 12 deg

2. 実験の目的

回転翼機は一般的な固定翼機に比べて垂直上昇／降下ができ、ホバリングからの方向転換ができるなど機体の運動性能が大きく異なる。また、回転翼機用フライト・シミュレータのモーション・システムは固定翼機用フライト・シミュレータのものに比べて小型で可動範囲が小さい。以上の理由より、文献 1 及び 2 で調べた固定翼機用フライト・シミュレータの設定が最適にはならないと考えた。

本実験では、回転翼機用フライト・シミュレータのモーション・システムの設定の最適値を調べることを目的とした。

3. 実 験

表 1 からわかるように回転翼機用シミュレータのモーション・システムは可動範囲が小さい。低周波数の加速度をプラットフォームの傾きに置き換えられる Surge（前後）や Sway（左右）方向の加速度に比べて Heave（上下）方向の加速度はプラットフォームを上下させるだけで実現するため Heave 方向の動きはアクチュエータ長の限界に達しやすい。

さらに前述した通り、回転翼機は垂直上昇／降下ができ、また、ホバリングからの方向転換ができるところが一般的な固定翼機と大きく異なる。そこで、Heave 及び Yaw 方向のモーション・システムの設定の最適値を求めるためそれぞれの運動に対応した閉ループの位相余有を測定した。

また、これらの実験で得た結果が実際のシミュレータの操縦に有用かどうかを判断するとともに他の方向の加速度／角速度にそれらの設定を反映すべきかどうかを判断するためにパイロット操縦による検証を実施した。

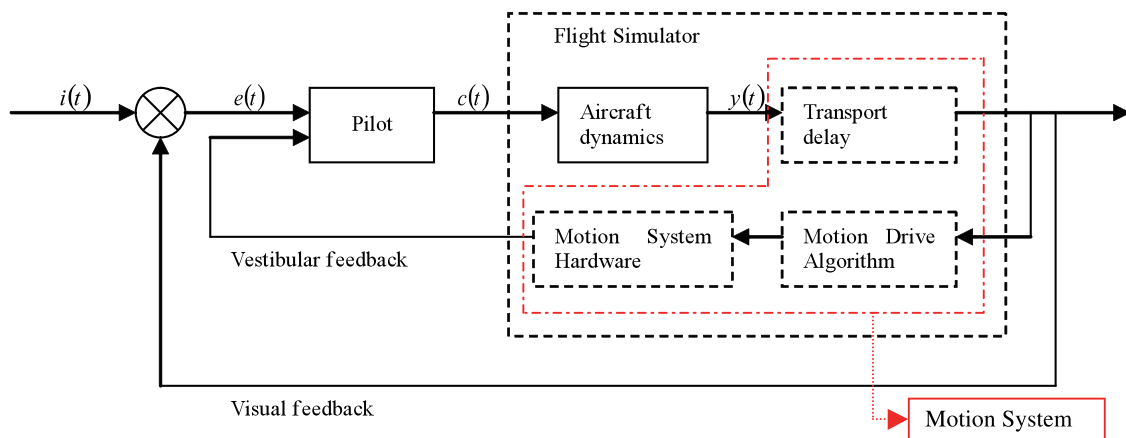


図 1 シミュレータの Pilot-in-the-loop における情報伝達

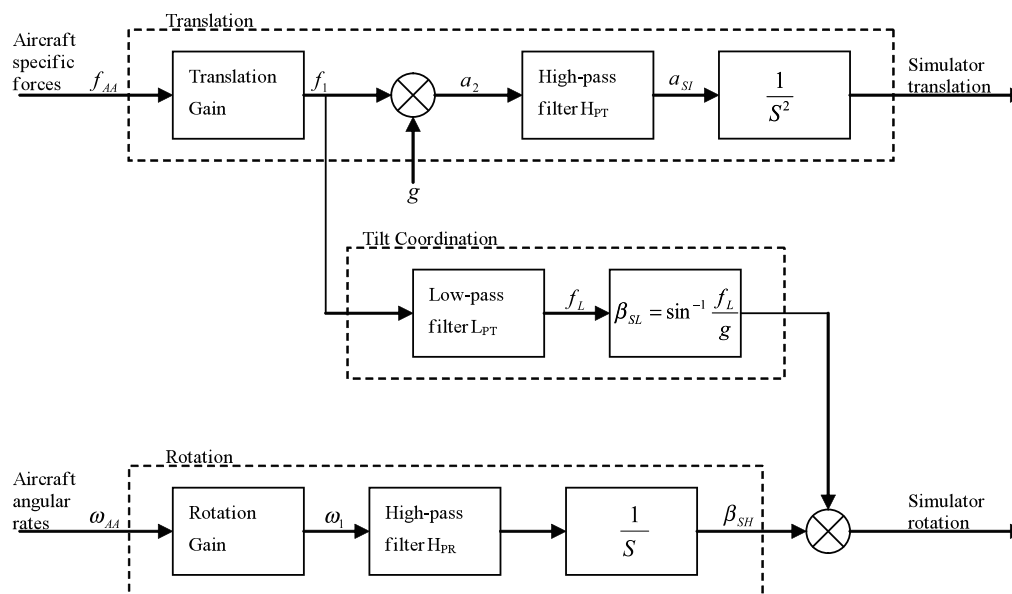


図2 モーション駆動アルゴリズムのブロック線図

3.1 位相余有測定

Heave 及び Yaw 方向のモーション・システムの設定の最適値を求めるため、文献1及び2同様「動揺感覚伝達系の閉ループにおいて、モーション・システムの設定が改善すると、モーション・システムが生成するモーション・キューがパイロット・モデルの位相進みなどの予測要素に影響して Pilot-in-the-loop の位相余有が増加する」という仮定に基づいて位相余有の測定を実施した。

3.1.1 Heave 方向の位相余有測定方法

Heave 方向のモーション・システムの設定を変化させながら図3に示すように上下に移動する目標(ピンクの球体)にコレクティブ・レバーを使って追従するタスクを実施してパイロット・シミュレータ・システムの位相余有を測定した。

モーション・システムの駆動アルゴリズムは図2のようになっている⁴⁾。図中の加速度のハイパス・フィルタ HPT を式1に示す。

$$H_{PT} = \frac{S^3}{(S^2 + 2\zeta\omega_n S + \omega_n^2)(S + \omega_b)} \quad \text{式1}$$

加速度のゲイン(計算上の加速度の値と実際にシミュレータでパイロットに体感させる値の比率)とハイパス・フィルタの ζ 、 ω_n 及び ω_b を各々個別に変化させながら振幅10mの正弦波によって生成された目標の動きを追従する。機体モデルはMH2000Aの運動特性を上下方向のみ動くように限定したモデルを使用した。

追従目標の印加周波数及び各項目の設定値を表2に示す。



図3 Heave 方向の目標追従タスク

表2 印加周波数及び各項目の設定値

印加周波数	0.1, 0.2, 0.3, 0.5, 0.8, 1.0, 2.0
ζ	1.0, 1.2, 1.4, 1.6, 1.8, 2.0
ω_n	0.2, 0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5, 3.0
ω_b	0.2, 0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5, 3.0, 3.5, 4.0
ゲイン	0, 0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6

$\zeta \rightarrow \omega_n \rightarrow \omega_b \rightarrow$ ゲインの順にそれぞれの設定値に対して全印加周波数の追従タスクを実施して設定値毎の位相余有を調べる。以上より各項目で位相余有が最大値となる設定を調べ、これをモーション・システムの Heave 方向の設定の最適値とした。

3.1.2 Yaw 方向の位相余有測定方法

Yaw 方向のモーション・システムの設定を各々変化させ

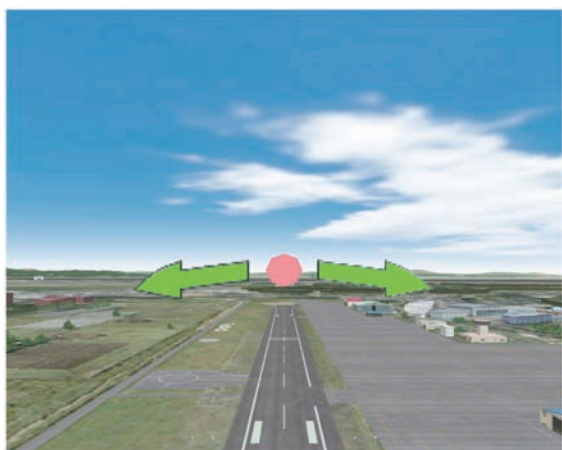


図4 Yaw 方向の目標追従タスク

ながら図4に示すように自機を中心に左右に回り込む目標にペダルを使って追従するタスクを実施して位相余有を測定した。

図2の中の角速度のハイパス・フィルタ HPR を式2に示す。

$$H_{PR} = \frac{S^2}{S^2 + 2\zeta\omega_n S + \omega_n^2} \quad \text{式2}$$

角速度のゲイン（計算上の角速度の値と実際にシミュレータでパイロットに体感させる値の比率）とハイパス・フィルタの ζ 及び ω_n を各々個別に変化させながら振幅 20 deg の正弦波によって生成された目標の動きを追従する。機体モデルは MH2000A の運動特性を Yaw 方向のみ動くように限定したモデルを使用した。

追従目標の印加周波数及び各項目の設定値を表3に示す。

$\zeta \rightarrow \omega_n \rightarrow$ ゲインの順にそれぞれの設定値に対して全印加周波数の追従タスクを実施して設定値毎の位相余有を調べる。以上より各項目で位相余有が最大値となる設定を調べ、これをモーション・システムの Yaw 方向の設定の最適値とした。なお、各パラメータを変化させる際の他のパラメータの基準値は、これまでの研究例から得られた値^{1),5)}を用いることで、大きく最適値から外れることはないと仮定し、パラメータを変化させる順番による影響は十分に小さいものとした。ただし、基準値から大きく外れる結果になり、それが、それ以前に特定したパラメータに

表3 印加周波数及び各項目の設定値

印加周波数	0.1, 0.2, 0.3, 0.5, 0.8, 1.0
ζ	1.0, 1.2, 1.4, 1.6, 1.8, 2.0
ω_n	0.2, 0.5, 0.7, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5, 3.0
ゲイン	0, 0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6

影響を及ぼすと考えられる場合には再帰的にデータを取り直すこととした。

3.1.3 パイロット

実験を行ったパイロットは、回転翼機において飛行時間 6000 時間以上の操縦経験を有している。またその内、機体モデルとなった MH2000A において飛行時間 500 時間以上の経験を有している。

3.2 位相余有測定結果

Heave と Yaw の位相余有測定実験で得られた結果を以下に示す。

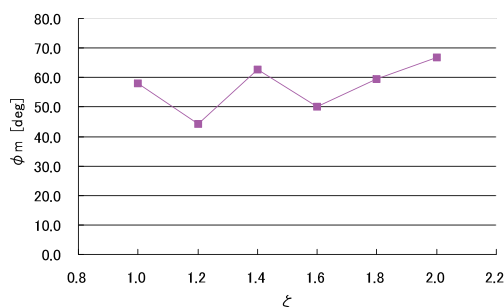
3.2.1 Heave 方向の位相余有

Heave 方向の加速度のゲインとハイパス・フィルタの ζ 、 ω_n 及び ω_b について位相余有を測定した。

3.2.1.1 ζ の位相余有への影響

ζ を 1.0 から 2.0 まで変化させた時の位相余有を図5に示す。この時、他の設定値 ω_n 、 ω_b 及びゲインは以下の固定翼機用シミュレータ推奨値である。

ζ : 1.0 ~ 2.0
 ω_n : 3.1 [rad/s]
 ω_b : 0.2 [rad/s]
 ゲイン : 0.4

図5 Heave のハイパス・フィルタの設定 ζ が位相余有へ及ぼす影響

全体的には ζ が大きくなるに従って位相余有が大きくなっているように見えなくもないが1.6以下でデータの乱高下が激しく有意なデータとは言えない。よって NASA VMS 推奨値⁵⁾及び固定翼機用シミュレータ推奨値である 1.4 を採用した。

3.2.1.2 ω_n の位相余有への影響

ω_n を 0.2 から 3.0 まで変化させた時の位相余有を図6に示す。この時 ζ は 1.4、他の設定値 ω_b 及びゲインは前述の固定翼機用シミュレータ推奨値である。

ζ : 1.4
 ω_n : 0.2 ~ 3.0 [rad/s]
 ω_b : 0.2 [rad/s]
 ゲイン : 0.4

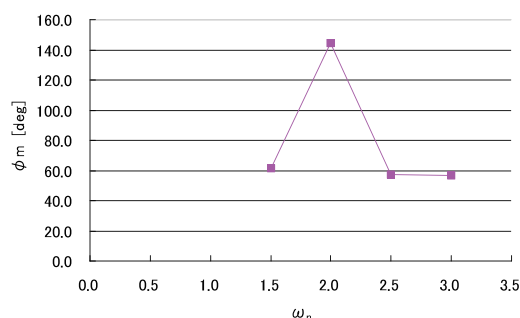


図6 Heave のハイパス・フィルタの設定 ω_n が位相余有へ及ぼす影響

ω_n は小さい程フィルタ効果がなくなり、低い周波数の入力にも応答するようになるためモーション・キューの再現性が向上する。しかしながらアクチュエータの長さには限界があり、低い周波数の入力に応答するようにすると容易に伸縮限界に達してしまう。実験では1.5以下では伸縮限界に達してしまった。そのため伸縮限界に達せず位相余有が最も大きかった2.0を採用する。

3.2.1.3 ω_b の位相余有への影響

ω_b を0.2から4.0まで変化させた時の位相余有を図7に示す。この時 ζ は1.4, ω_n は2.0, ゲインは固定翼機用シミュレータ推奨値0.4である。

ζ : 1.4
 ω_n : 2.0 [rad/s]
 ω_b : 0.2 ~ 4.0 [rad/s]
 ゲイン : 0.4

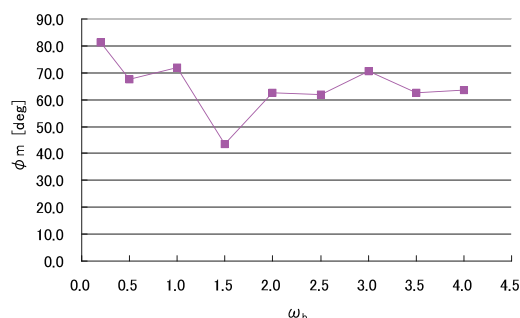


図7 Heave のハイパス・フィルタの設定 ω_b が位相余有へ及ぼす影響

ω_b は小さい程プラットフォームをニュートラル・ポジションに戻すウォッシュアウト効果がなくなり、不自然なモーション・キューを生成しなくなるが、小さくしすぎるとアクチュエータの伸縮限界に達しやすくなる。実験では

最も小さい0.2でも伸縮限界には達せず、位相余有も最も大きかったのでこの値を採用する。

3.2.1.4 ゲインの位相余有への影響

ゲインを0から0.6まで変化させた時の位相余有を図8に示す。この時 ζ は1.4, ω_n は2.0, ω_b は0.2である。

ζ : 1.4
 ω_n : 2.0 [rad/s]
 ω_b : 0.2 [rad/s]
 ゲイン : 0 ~ 0.6

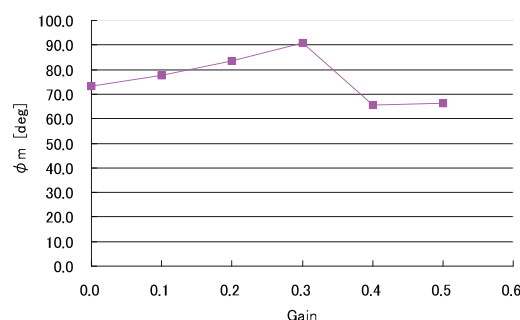


図8 Heave の加速度のゲインが位相余有へ及ぼす影響

ゲインは小さい程プラットフォームは動かず、大きい程大きく動く。但し大きすぎるとアクチュエータの伸縮限界に達しやすくなる。実験では0.6で伸縮限界に達した。位相余有は0.3まで増加し、その後減少した。よって、位相余有も最も大きかった0.3を採用する。

3.2.1.5 Heave 方向の設定の最適値

Heave 方向の位相余有測定により得られたモーション・システムの設定の最適値は以下となった。

ζ : 1.4
 ω_n : 2.0 [rad/s]
 ω_b : 0.2 [rad/s]
 ゲイン : 0.3

3.2.2 Yaw 方向の位相余有

Yaw 方向の角速度のゲインとハイパス・フィルタの ζ 及び ω_n について位相余有を測定した。

3.2.2.1 ζ の位相余有への影響

ζ を1.0から2.0まで変化させた時の位相余有を図9に示す。この時、他の設定値 ω_n 及びゲインは以下の固定翼機用シミュレータ推奨値である。

ζ : 1.0 ~ 2.0
 ω_n : 1.0 [rad/s]
 ゲイン : 0.4

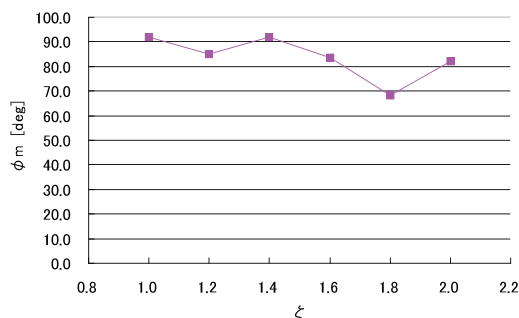


図9 Yaw のハイパス・フィルタの設定 ζ が位相余有へ及ぼす影響

全体的には ζ が小さくなるに従って位相余有が大きくなっているように見えなくもないがデータは上下に変動し、有意な値とは言えない。よって固定翼機用シミュレータ推奨値である 1.0 を採用した。

3.2.2.2 ω_n の位相余有への影響

ω_n を 0.2 から 3.0 まで変化させた時の位相余有を図 10 に示す。この時 ζ は 1.0、ゲインは固定翼機用シミュレータ推奨値 0.4 である。

ζ : 1.0
 ω_n : 0.2 ~ 3.0 [rad/s]
 ゲイン : 0.4

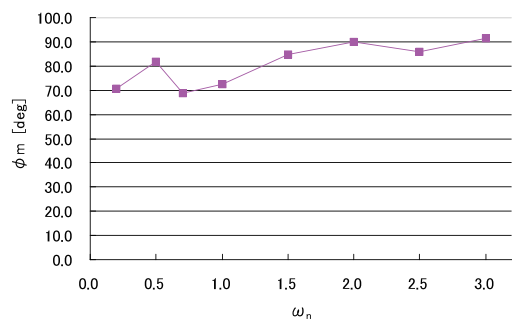


図10 Yaw のハイパス・フィルタの設定 ω_n が位相余有へ及ぼす影響

加速度同様 ω_n は小さい程フィルタ効果がなくなり、低い周波数の入力にも応答するようになるためモーション・キューの再現性が向上する。しかしながらアクチュエータの長さには限界があり、低い周波数の入力に応答するようにすると容易に伸縮限界に達してしまう。実験ではプラットフォームが動いたヨー角は ± 4 [deg] 程度でアクチュエータの伸縮限界には達しなかった。にもかかわらず位相余有は予想された有意な傾向とならなかった。よって ω_n は固定翼機用シミュレータ推奨値である 1.0 を採用する。

3.2.2.3 ゲインの位相余有への影響

ゲインを 0 から 0.6 まで変化させた時の位相余有を図 11 に示す。この時 ζ は 1.0、 ω_n は 1.0 である。

ζ : 1.0
 ω_n : 1.0 [rad/s]
 ゲイン : 0 ~ 0.6

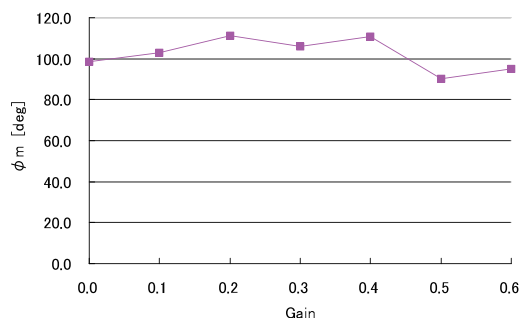


図11 Yaw の角速度のゲインが位相余有へ及ぼす影響

ゲインは小さい程プラットフォームは動かず、大きい程大きく動く。但し大きすぎるとアクチュエータの伸縮限界に達しやすくなる。実験では伸縮限界には達しなかった。位相余有は 0 から徐々に増加し 0.3 で少し減少したが 0.4 が最大値となり、その後減少した。よって、位相余有も最も大きかった 0.4 を採用する。

3.2.2.4 Yaw 方向の設定の最適値

Yaw 方向の位相余有測定により得られたモーション・システムの設定の最適値は以下となった。

ζ : 1.0
 ω_n : 1.0 [rad/s]
 ゲイン : 0.4

3.3 パイロット操縦による検証

位相余有の測定結果より、以下のことが分かった。

- ・今回位相余有を測定していない固定翼機用シミュレータ推奨値のままの他の加速度 (Surge 及び Sway) のゲインと ω_n が Heave と異なる
- ・Heave と Yaw のゲインの最適値が異なる

位相余有を測定する実験では単一方向の操縦性を評価できるように動きを制限した機体モデルを使用した。通常使用する機体モデルは動作方向を制限しない。位相余有を測定した結果より Heave のみ Surge や Sway と異なる設定をすると Heave 方向の加速度は固定翼機用シミュレータ推奨値より ω_n を小さくしたことによりハイパス・フィルタのフィルタリング効果が小さくなり、Surge と Sway は

今回測定を実施していないため固定翼機用シミュレータ推奨値のままとなり Heave に比べてフィルタリング効果が大きくなる。その結果、3 軸方向の加速度を合成した加速度は機体モデルの出力に比べ上下方向に向いてしまい、機体モデルの出力した加速度の向きとモーション・システムにより得られる加速度の向きが異なることにより操縦性が悪化してしまう可能性が考えられる。そこで、Surge と Sway にも Heave と同じ設定をする必要があると推測した。

Surge と Sway のゲインを Heave の設定に合わせた場合、加速度と角速度のゲインが異なる。人間の感覚器官は加速度を感じる器官である前庭と角速度を感じる器官である三半規管は独立していて、モーション・システムの加速度と角速度の計算も個別に計算するので、モーション・システムの加速度と角速度のゲインが揃っていなければ操縦性が悪化するという根拠はないが、機体モデルが出力する加速度と角速度の比率と体感するモーション・キューの加速度と角速度の比率が異なると操縦しづらくなる可能性は考えられる。

そこで、以下の事柄を検証するためのフライトを実施した。

- i) Heave と Yaw の設定を位相余有測定で得られた最適値にした場合、動きを限定しないフライトでは固定翼機用シミュレータ推奨値に比べて操縦性は向上するか
- ii) Surge と Sway にも Heave の位相余有測定で得られた最適値を反映すると、Heave のみの設定を最適値にした場合に比べて操縦性は向上するか
- iii) 加速度及び角速度の全てのゲインを統一すると操縦性は向上するか

3.3.1 実験方法

前述の i) ～ iii) に、評価の基準となるモーション・システムを使用しない設定と全て固定翼機用シミュレータ推奨値とした設定を合わせたパイロット操縦による検証を実施した。

その際のタスク一覧を表 4 に示す。

表 4 タスク一覧

タスク	手順	確認項目
ストップ・アンド・ゴー	一定の距離を前進・停止・後進・停止する。	前後方向の加速度及びピッチ角速度による操縦性の確認
サイド・ステップ	一定の距離を左へ移動・停止・右へ移動・停止する。	左右方向の加速度及びロール角速度による操縦性の確認
上昇／降下	一定の距離を上昇・停止・降下・停止する。	上下方向の加速度による操縦性の確認
方向転換	一定の角度で右・停止・左・停止・左・停止・右・停止する。	ヨー角速度による操縦性の確認

各タスクについて 5 回の試行を行い、5 回分の試行の後にそれらを総合してパイロット・レーティング、操縦性が改善したかどうかという前設定との比較及びパイロット・コメントを収集した。

パイロット・レーティングは Cooper-Harper Rating を用いて採点した。しかしながら、この評価方法はモーション・システムの可否を評価するには値が荒すぎるため差が出づらいたことが分かっていた。そこで設定の差を出すために小数点以下第一位までの中間値を許容して採点を行った。

なお、Cooper-Harper Rating は本来絶対評価であるが、ここでは便宜的に前後のケースを相対評価した結果を加味して最終評点を得た。すなわち、ケース A とケース B で主観的に有意な差が認められた場合には、パイロットにはその差をレーティングに反映することを要求し、要すればパラメータを戻して再度タスクを行い、他のケースと比較することにより相対的な差に矛盾がないことを確認した。したがって、ケース毎に差がある場合は、主観的な差が認められたことを意味するが、小数点以下の差の絶対量については有効なデータではない。すなわち 3.8 と 3.9 の差である 0.1 は、3.7 と 3.8 の差である 0.1 と比較することはできないとした。

3.3.2 パイロット

位相余有測定と同一のパイロットが実験を実施した。

3.3.3 実験結果

検証により得られた結果を表 5 に示す。

以上の検証より上昇／降下のタスクでは、Heave 方向のみに位相余有測定で得られた最適値を設定しただけだと、パイロット・レーティングは悪化していた。

Surge 及び Sway にも Heave の位相余有測定で得られた最適値を反映すると操縦性が良くなるという結果が得られた。また、ゲインは全て同じ値に揃えた方が操縦性が向上するという結果が得られた。

4. 考 察

文献 1 では Pitch 及び Roll 方向のハイパス・フィルタの折れ角周波数 ω_n について調べた。その結果、この値を変更しても操縦性の改善にはつながらなかった。今回の実験においても Yaw 方向の折れ角周波数を変更しても同じように有意な結果は得られなかった。

以上より、角速度に対する折れ角周波数回転翼機／固定翼機共に十分に小さく、必要とするモーション・キューが再現されていたと考えられる。

一方、Heave 方向はこの値を小さくすることにより操縦

表5 確認フライト実験結果

モーション・システム設定	設定		フライト	パイロット・レーティング	パイロット・コメント
	項目	値			
モーション・システム不使用	Surge		ストップ・アン	4	
	Sway		サイド・ステップ	4	
	Heave		上昇／降下	4	
	Roll		方向転換	4	
	Pitch				
	Yaw				
固定翼機用シミュレータ推奨値	Surge	ζ : 1.4 ω_n : 3.1 ω_b : 0.2 Gain : 0.4	ストップ・アンド・ゴー	5	過大に動く、スムーズさが無い、
	Sway	ζ : 1.4 ω_n : 3.1 ω_b : 0.2 Gain : 0.4	サイド・ステップ	4.5	ロールの動きが不自然で遅れる、スムーズさが無い、
	Heave	ζ : 1.4 ω_n : 3.1 ω_b : 0.2 Gain : 0.4	上昇／降下	4	体感はあるが遅れて感じる、動き始めは良いが止まった後まだ動いている感じ、
	Roll	ζ : 1.0 ω_n : 1.0 Gain : 0.4	方向転換	4.5	初動の動きが急すぎる、
	Pitch	ζ : 1.0 ω_n : 1.0 Gain : 0.4			
	Yaw	ζ : 1.0 ω_n : 1.0 Gain : 0.4			
	Surge	ζ : 1.4 ω_n : 3.1 ω_b : 0.2 Gain : 0.4	ストップ・アンド・ゴー	4.5	ピッチは良いがロールが急に動く、上下の動きが良くなった、
	Sway	ζ : 1.4 ω_n : 3.1 ω_b : 0.2 Gain : 0.4	サイド・ステップ	4	ロールが急に動く感じはしなかった、
Heave, Yawを位相余有測定結果の最適値 (但し Yaw の最適値は固定翼推奨値と同じ)	Heave	ζ : 1.4 ω_n : 2.0 ω_b : 0.2 Gain : 0.3	上昇／降下	4.5	Heave に不自然さはないが違いが分からない、ホバリング時ピッチが安定しない、
	Roll	ζ : 1.0 ω_n : 1.0 Gain : 0.4	方向転換	4.2	高度変化、高さが分かりやすい、ピッチの動きにスムーズさが無い、
	Pitch	ζ : 1.0 ω_n : 1.0 Gain : 0.4			
	Yaw	ζ : 1.0 ω_n : 1.0 Gain : 0.4			

表5 確認フライト実験結果

Surge, Sway を Heave 位相余 有測定結果の 最適値	Surge	ζ : 1.4 ω_n : 2.0 ω_b : 0.2 Gain : 0.3	ストップ・アンド・ゴー	3.8	ピッチ・ロール共に急な動きがなくなった。大きな動きに対する違和感がなくなった。
	Sway	ζ : 1.4 ω_n : 2.0 ω_b : 0.2 Gain : 0.3	サイド・ステップ	4	ロールの初動に違和感がある。
	Heave	ζ : 1.4 ω_n : 2.0 ω_b : 0.2 Gain : 0.3	上昇／降下	4	ピッチ方向は、機体を止めてもモーションはまだ動いている感覚がある。
	Roll	ζ : 1.0 ω_n : 1.0 Gain : 0.4			
	Pitch	ζ : 1.0 ω_n : 1.0 Gain : 0.4	方向転換	3.8	ゆっくりした操作はバランスが良い。速くラダーを踏むと実機と違う感覚がある。
	Yaw	ζ : 1.0 ω_n : 1.0 Gain : 0.4			
角速度のゲインを加速度のゲインと同じ設定にしたもの	Surge	ζ : 1.4 ω_n : 2.0 ω_b : 0.2 Gain : 0.3	ストップ・アンド・ゴー	3.5	全体のバランスが良い。大きめの操作に違和感がない。機体を止めた後にまだ動く感覚がなくなった。実機に近い。
	Sway	ζ : 1.4 ω_n : 2.0 ω_b : 0.2 Gain : 0.3	サイド・ステップ	3.9	ピッチは良くなった。ロールはウォッシュアウトを感じる。初動の急な動きがなくなり操縦しやすい。
	Heave	ζ : 1.4 ω_n : 2.0 ω_b : 0.2 Gain : 0.3	上昇／降下	3.8	特に問題はない。
	Roll	ζ : 1.0 ω_n : 1.0 Gain : 0.3			
	Pitch	ζ : 1.0 ω_n : 1.0 Gain : 0.3	方向転換	3.7	動きはしっくりする。高度変化が分かりやすい。
	Yaw	ζ : 1.0 ω_n : 1.0 Gain : 0.3			

性が向上した。文献1ではHeaveに関する研究を行っていないが、回転翼機と固定翼機では上下方向の機体の運動特性が大きく異なり、回転翼機は固定翼機に比べより多くの上下方向のモーション・キューを必要としているためHeave方向の設定変更が必要であったと考えられる。

パイロット操縦による検証よりHeave方向のみに位相余有測定で得られた最適値を設定すると固定翼推奨値のみ

よりもパイロット・レーティングが悪化してしまう場合があり、SurgeやSwayにもHeaveの設定を反映すると操縦性が改善するという結果になった。また、全てのゲインを統一した方がさらに操縦性を改善するという結果になった。これらは、単一方向に制限されたタスクでは最適な操縦性となった設定でも、制限をなくしたフライトでは加速度／角速度それぞれの設定や全てのゲインを揃えないと

特出した動きが目立ってしまい、かえって操縦しづらくなってしまうためと考えられる。パイロット・コメントもその事を裏付けている。

5. おわりに

文献 1, 2 及び本書の実験で、Pilot-in-the-loop の位相余有を測定してモーション・システムの設定の最適値を求める方法が有用であることを示すことができた。また、その方法により JAXA フライト・シミュレータの最適値を求めることができた。

この方法は、設定の良否を客観的に示すことができる利点があり、パイロット・コメントと比較してもかなり正確に最適値を求めることができる利点がある。一方で、位相余有を全設定について測定することは、かなり多くの目標追従タスクを実施する必要がある実験及びデータ処理に時間がかかる上にパイロットの負担も大きいという欠点がある。

今回は Heave と Yaw のみの位相余有を測定して最適値を求めたが、より有効な設定があるかどうかを突き詰めるためには、実験方法の再検討やデータ処理の自動化等により時間を短縮し、更に別の設定を調べる必要がある。

参考文献

- 1) 萩原敏正, 船引浩平, 若色 薫, 村岡浩治, 野嶋琢也; 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, JAXA-RR-08-009 (2009).
- 2) 萩原敏正, 船引浩平, 若色 薫; 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 その 2, JAXA-RR-11-001 (2011).
- 3) McRuer, D. T. and Krendel, E. S.; Mathematical Models of Human Pilot Behavior, AGARD AG-188 (1974).
- 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) David G. Mitchell, Roger H. Hoh, Adolph Atencio, JR. and David L. Key; Ground Based Simulation Evaluation of the Effects of Time Delays and Motion on Rotorcraft Handling Qualities, AVSCOM-TR-91-A-010 (1992).