

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-654

## ヘリコプタ操縦時の視覚情報取得に関する 飛行シミュレーション実験・第1報

船 引 浩 平 ・ 田 中 敬 司 ・ 川 原 弘 靖  
若 色 薫 ・ 渡 辺 顯

1993年3月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# ヘリコプタ操縦時の視覚情報取得に関する 飛行シミュレーション実験・第1報\*

船 引 浩 平<sup>\*1</sup>    田 中 敬 司<sup>\*1</sup>    川 原 弘 靖<sup>\*1</sup>  
若 色 薫<sup>\*1</sup>    渡 辺 顯<sup>\*1</sup>

## Effects of Visibility on Helicopter Pilot Performance

Kohei FUNABIKI<sup>\*1</sup>, Keiji TANAKA<sup>\*1</sup>, Hiroyasu KAWAHARA<sup>\*1</sup>,  
Kaoru WAKAIRO<sup>\*1</sup> and Akira WATANABE<sup>\*1</sup>

### ABSTRACT

A flight simulation was conducted to investigate the relationship between visibility and helicopter pilot performance. For this purpose, a fixed-base helicopter simulator with a two-channel computer generated visual system was prepared, where the stability derivatives of BO-105 model were utilized. Pilot tasks were to perform a hover and to follow a traffic pattern around a simulated airport under three levels of visibility; clear, 3.0 [km] range, and 0.5 [km] range. In addition to flight data and pilot comments, tracking eye fixation point data were obtained. Results of the power spectral analysis of control stick movements showed that the visibility affected the lateral cyclic control most significantly during level flight. The eye fixation point data revealed that the pilot derived visual cues for attitude control from the attitude indicator in the case of low visibility. It also became apparent from the pilot comments and other results that the simulator could not provide sufficient information for low altitude maneuvers.

**Key Words:** Helicopter, Visibility, Pilot Performance, Flight Simulation

### 概 要

視程の変化がヘリコプタ操縦時のパイロットパフォーマンスに及ぼす影響を調べるため、シミュレーション実験をおこなった。実験では既設の汎用飛行シミュレーション設備を基礎に新しく整備した簡易型ヘリコプタシミュレータを用い、数学モデルにBO-105の線形モデルを組み込んだ。飛行項目は、飛行場周辺でのホバー及び場周飛行であり、この際、視程をクリア、3.0 [km]、0.5 [km]と変化させた。実験データとしては、操舵・飛行記録、パイロットコメントに加えて、視点移動記録を取得した。飛行記録を解析した結果、視程の変化は水平飛行時の横サイクリック操舵に影響することが分かった。また、視点移動記録から、視程が悪い場合、パイロットは姿勢情報を姿勢計に頼る傾向があることがわかった。シミュレータ装置の今後の課題としては、主に模擬視界発生装置の性能から、低高度飛行に要する視界情報が十分に模擬されていないことが挙げられた。

\* 平成5年1月20日受付 (received 20 January 1993)

\*1 制御部 (Control Systems Division)

## 1. 結 言

1990年前後から我が国ではヘリコプタの保有機数が飛躍的に増加し、それに伴って多様の事故が発生した<sup>1)</sup>。それまでの使用目的は資材輸送や取材、薬剤散布等が主であったが、コンピュータ航路などの旅客輸送にも用いられるようになってきた。これは、ヘリコプタの利用増加とともに、一度の事故で多数の死傷者がでることも意味する。これらの問題をうけ、航空宇宙技術研究所では平成2年度にヘリコプタの安全運航に関する緊急研究<sup>2)</sup>を実施し、ヘリコプタに関する各種調査をおこなうと共に簡易型ヘリコプタシミュレータを整備し、シミュレーション実験を含めた研究を開始した<sup>3)</sup>。また、操縦時の視覚情報取得方式に関して、飛行実験をおこなった<sup>4)</sup>。

有視界飛行を基本とするヘリコプタの運航においては、気象条件が操縦性に大きく影響を及ぼす。特に視程の影響は重要視されており、従来から多数の研究がおこなわれている。これらの研究では飛行制御装置やディスプレイ装置によって視程悪化の補償をおこなうことに目標が置かれ<sup>5)</sup>、主に軍用ヘリコプタの視界強調装置や暗視装置への実用化が進められている<sup>6)</sup>。

本研究では、視覚情報取得の結果としての操舵や姿勢変化に加えて、視覚情報取得行動の一部であるパイロットの視点移動に注目し、視程の変化がヘリコプタ操縦時のパイロットパフォーマンスに及ぼす影響を調べるシミュレーション実験を平成3年11月に実施した。シミュレータとしては、上述の簡易型ヘリコプタシミュレータを用いた。なお、今回の実験に先立って2回の予備実験をおこなっており、それらと併せてヘリコプタシミュレータの妥当性及び問題点についても検討をおこなった。本資料では、この実験の内容について報告する。

## 2. 実 験 目 的

本実験の目的は以下の2点である。

### (1) ヘリコプタシミュレータの模擬程度の検証

ヘリコプタシミュレータ操縦時の基本操縦記録データ及び、視点移動記録データを取得し、実機飛行実験におけるデータと比較することにより、シミュレータの模擬度を検証し、問題点を明らかにする。

### (2) 視程変化がパイロットパフォーマンスに及ぼす影響

シミュレータの模擬視界の視程を変化させ、それに伴う操縦特性と視点移動パターンの変化を調べる。

## 3. 実 験 方 法

### 3.1 実験セットアップ

#### (1) 飛行シミュレータ

今回の実験で用いた簡易型ヘリコプタ・シミュレータ<sup>3)</sup>

の外観を図3.1に、システム図を図3.2に示す。

#### a) 飛行運動計算機：

オムロンデータゼネラル社製 MV20000

#### b) 視界模擬装置<sup>7)</sup>：

三菱プレシジョン社製視界模擬装置

視界模擬装置は航空宇宙技術研究所の既設の汎用飛行シミュレータ設備の視界模擬装置を用いている。ただし表示部は、2チャンネルの画像信号をビデオコンバータを介してビデオプロジェクターに入力し、操縦席前面の左右のスクリーンに投影する方式である。

#### c) 模擬操縦席：

模擬操縦席筐体はヒューズ式300型をベースとし、計器盤はロビンソン式R-22型のものを用いている。この計器配置を図3.3に示す。また、パイロットの視点位置調節用として油圧駆動式エレベータを用い、操縦席部を床面から約1.7[m]持ち上げている。スクリーン、プロジェクター及び操縦席の位置関係を図3.4に、得られる視野を図3.5に示す。

#### d) 模擬操縦負荷装置：

操舵反力は模擬操縦席の下部に備えられたトルクモータによって発生できる。操舵反力のパラメータは、反力勾配、ダンピング、中立位置の3つであり、これらは制御用パソコン(IBM製PS55Z)のキーボードから入力される。ただし、今回の実験ではセットアップの簡略化のため、トリムスイッチを省略した操縦システムを模擬した。このため、操舵反力は使用していない。

#### e) 模擬音響発生装置：

模擬音響発生装置は実機ヘリコプタ(アエロスパシ

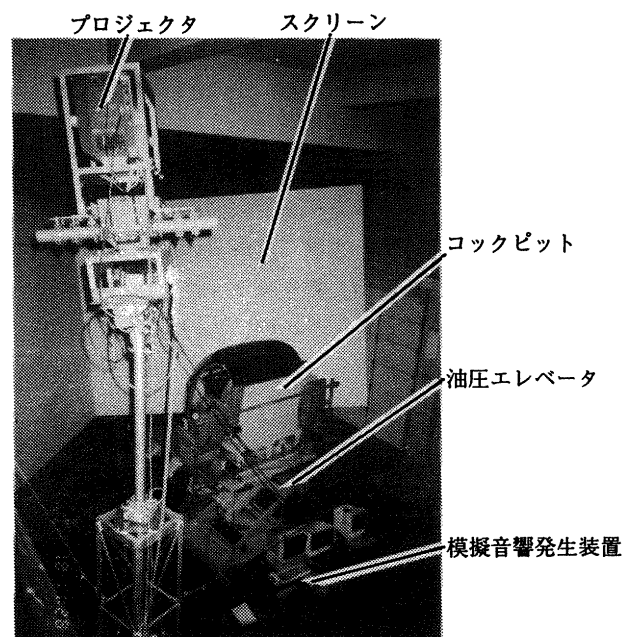


図3.1 ヘリコプタ・シミュレータ外観

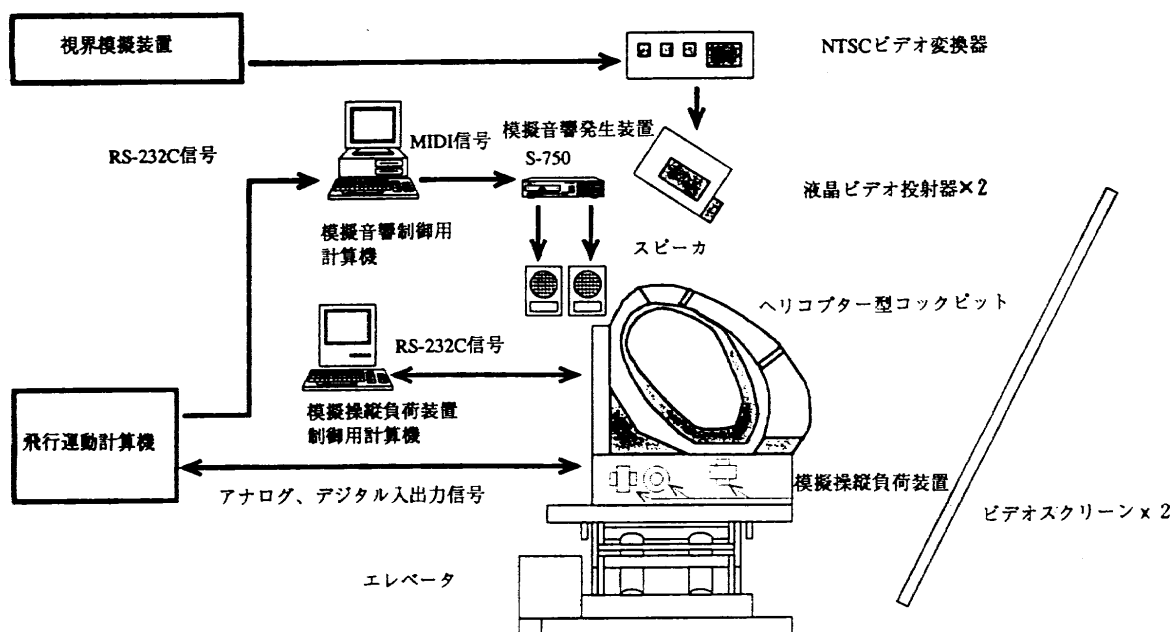


図 3.2 ヘリコプタ・シミュレータ システム図

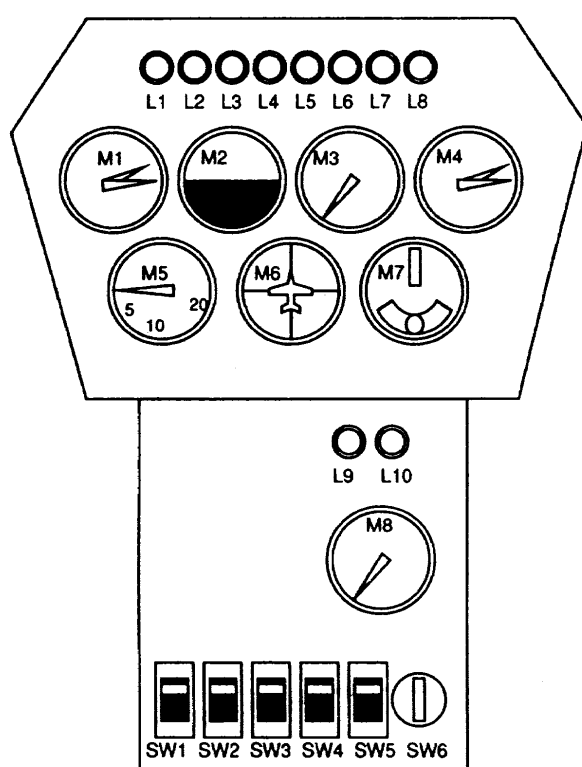


図 3.3 計器配置

ランプ類	
L1	コレクティブトリム表示用
L2	縦サイクリックトリム表示用
L3	横サイクリックトリム表示用
L4	ペダルトリム表示用
L5-L8	使用せず
L9	高度警告等用（高度12[m]で点灯）
L10	使用せず
メーター類	
M1	高度計
M2	姿勢計
M3	速度計
M4	エンジン、ローター回転計
M5	昇降率計
M6	方位計
M7	滑り指示計（使用せず）
M8	エンジン温度計（使用せず）
スイッチ類	
SW1	トリムモード用
SW2	初期位置設定用
SW3	フリーズ用
SW4	使用せず
SW5	使用せず
SW6	模擬音響発生用

アル式 350 型) の機内音を録音し、これをサンプラー（ローランド製 S-750）でデジタル処理したものを、機体の状態量に応じて再生する方式を採用した。模擬音響は、ホバー、水平飛行、高速水平飛行、エンジン起動音の 4 種類が用意されており、飛行運動用計算機で作られた模擬音に関する制御信号は制御用パソコン（NEC 製 PC9801VM 起によって MIDI 信号に変換され、

これらの音の混合比が制御される。

#### f) 数学モデル：

ヘリコプタの数学モデルは線形モデルを用いて構成した。今回の実験では、入手可能なデータの中で、飛行実験で使用した機体に最も近いと思われる機種として MBB 式 BO-105 型の線形微係数データ<sup>8)</sup>を用いた。また、ここでは、ホバーから巡航までの飛行を模擬す

るため、対気速度の変化に対して10組の空力及び操舵微係数を切り換えて使用する方法を採用した。この詳細は付録1に述べる。

## (2) アイマーク・レコーダ

視点移動記録装置として、アイマークレコーダ EMR-600 (ナック社製) を使用した。これは、LED 光を目の角膜

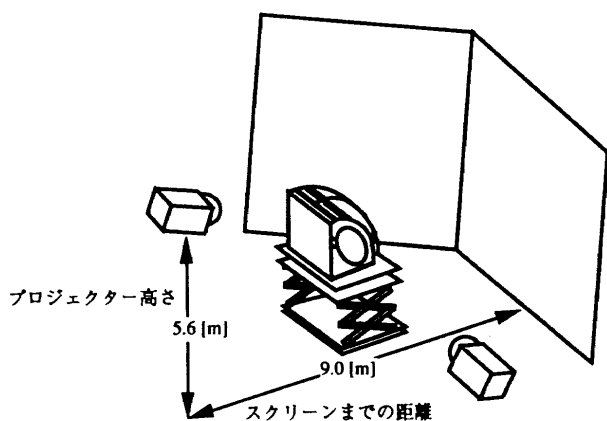


図3.4 コックピットとスクリーンの位置

に反射させ、その反射像の位置をセンサで検出するものであり、検出されたデータは、被験者の頭部に搭載された視野カメラの映像に合成される。また、映像の上部にはコード化されたデータが記録され、専用の記録再生システムによって各種の解析が可能である。また、用途によって視野カメラの視野角を30度、60度、90度に変更できるが、今回の実験では90度の視野角を用いた。

なお、本装置単体では頭部の位置と姿勢は測定できないため、以下の実験は頭部がほぼ動かないことを前提とした。さらに実験中に装置が頭に対してずれること、実験毎に原点合わせが異なることなどから、本装置による測定結果にはかなりの誤差が含まれる場合がある。実験毎の誤差は最大約15 [deg] のケースがあり、実験の初めと終わりの誤差は10 [deg] 以上になると思われるケースがあった。従って以下の解析では、このような誤差が5 [deg] 以下と考えられるものを対象としている。

## 3.2 実験項目

実験では当初2名のパイロットが評価をおこなう予定で

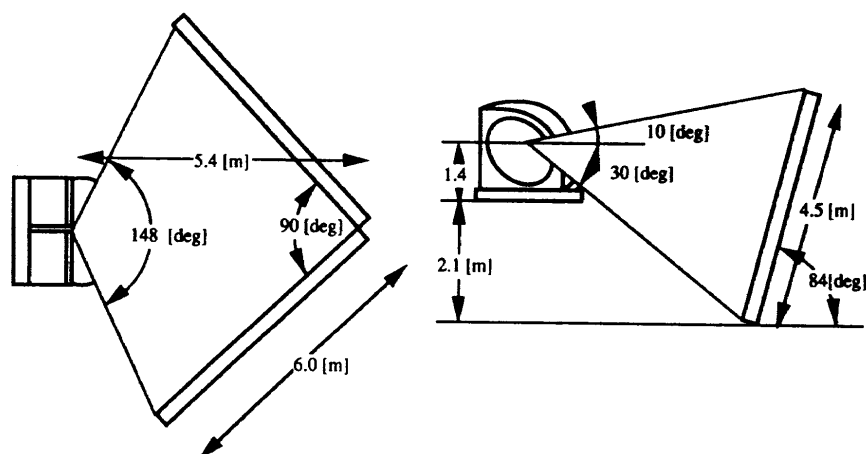


図3.5 視野角

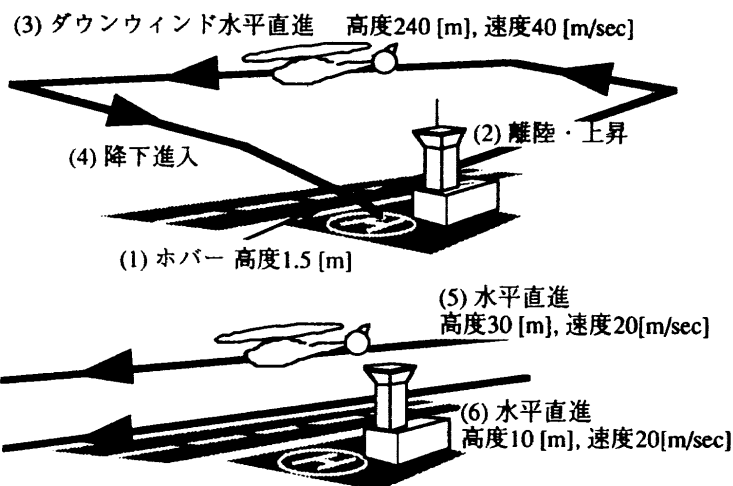


図3.6 飛行項目

あったが、1名が著しいシミュレータ酔いを訴えたため、1名のみによる評価となった。実験項目は以下の4つであった。

(1) パイロットのシミュレータ慣熟

主に場周飛行によってシミュレータの慣熟を行なう。このとき、使用するビジュアル・シーンの選択(羽田空港周辺、あるいは調布飛行場周辺)を併せて行なった。羽田空港周辺のモデルは滑走路の細部の描きこみが細かくホバーには適しているが、場周飛行のための目標物が少ないため、調布飛行場周辺のモデルを使用することにした。

(2) 基本操舵記録、視点移動記録取得

通常視程(30[km])で以下の各項目について基本操舵記録、視点移動記録を取得した。飛行及びデータの記録は場周飛行の過程を中心に行なった。これを図3.6に示す。なお、視点移動記録にはアイマーク・レコーダを用いた。

- a) ホバー(高度1.5[m])
- b) ダウンウインドレグ上の水平飛行(高度240[m], 速度40[m/sec])
- c) 進入降下及び着陸
- d) 水平直進(高度10[m], 速度20[m/sec])
- e) 水平直進(高度30[m], 速度20[m/sec])

ただし、d)の項目に関しては、今回の実験では模擬視界から十分な高度情報が得られなかったため、制御卓の実験者が飛行中に高度を読み上げ、パイロットに参考情報を与

えた。しかし外部視界から情報を取得することの多い低高度前進飛行としては不適当な条件であり、d)のデータは解析に用いなかった。

(3) 視程パラメータ決定

シミュレータの模擬視界装置に組み込まれているスムーズフェーディング機能を用いることによって、視程変化パラメータを8段階に変化させ、パイロットが模擬操縦席から距離の判明している目標物を見て評定した視程距離を基準として実験で評価の対象とする3段階の視程(良好, 中程度, 不良)を決定した。パイロット評価による視程とシミュレータで規格として与えられた視程との差は、主にビデオコンバータとプロジェクタの性能によって一般的に一致しない。ここでは、パイロットの評価に基づいて決定されたクリア, 3.0[km], 0.5[km]の3種類を用いることにした。

(4) 視程をパラメータとした基本操縦記録、視点移動記録の取得

(3)で決定した各視程での基本操縦記録及び視点移動記録を取得した。飛行経路及びデータ取得位置は(2)でおこなったものと同じとした。

以上について実施した実験項目の一覧を表3.1に示す。また、実験全般について得られたパイロットコメントを表3.2に整理した。

表3.1 実験項目毎の試行数

視程	ホバー	着陸進入	水平飛行(高度[m]/速度[m/sec])		
			240 / 40	30 / 20	10 / 20
標準(30[km])	3	2	4	2	2
クリア	2	2	2	2	2
3.0[km]	2	2	2	2	2
0.5[km]	2	2	2	2	2

表 3.2 パイロット評価表

項目	視程 [km]	(1) perf.	(2) skill	コメント
ホバー	30.0	4	3	ヨーコントロールが困難  遠方が見えないため、近下方にリファレンスを求めるが絵が粗く、難しい。
	∞	3	3	
	3.0	3	3	
	0.5	3	4	
上昇・加速 ・旋回	30.0	3	3	ヨー変化が大きく感じられる  RUN WAY が視認できるため、比較的容易
	∞	3	3	
	3.0	3	3	
	0.5	3	3	
水平直進 高度240[m]	30.0	3	4	トリムが無いとピッチ制御が実機より難しい  水平線がぼやけているため、ピッチ制御が難しい 水平に関するリファレンスが無く、計器飛行になる
	∞	3	3	
	3.0	3	4	
	0.5	3	4	
降下・進入	30.0	4	3	コレクティブピッチレバーが絞りきれない  地上目標物が少なく、進入経路上の飛行が困難
	∞	3	4	
	3.	3	4	
	0.5	3	4.5	
水平直進 高度 10[m]	30.0	3	3	高度感に慣れが必要  滑走路が認識できれば、飛行は容易
	∞	3	3	
	3.	3	3	
	0.5	3	3	
水平直進 高度 30[m]	∞	3	3	滑走路が認識できれば、飛行は容易
	3.	3	3	
	0.5	3	3	

各項目の評定要領（実機での高度300mホバー状態、視程良を基準として）

（１）パフォーマンス：達成された飛行状態がどの程度安定で正確か

- １：これ以上安定で正確に飛行できない。
- ２：より良い。
- ３：同じ程度に安定で正確な飛行ができる。
- ４：より悪い。
- ５：良くない。普通はもっと安定している。

（２）スキル規範行動に関するワークロード：

基本的操縦技術をどのくらい必要としたか

- １：容易。あまりすることがない。
- ２：いくらかのロードあり。しかし基準より小さい。
- ３：同じ程度。
- ４：基準より重いワークロード。
- ５：非常に重いワークロード。殆ど大きすぎる。

## 4. 実験結果及び考察

### 4.1 シミュレーション実験と飛行実験の比較

シミュレーション実験と飛行実験の比較については、原則として同一パイロットのデータを用いておこなった。また、それぞれの機体の諸元を表4.1に示す。

シミュレーション実験と飛行実験についてホバー時の平面位置に関してパワスペクトル密度 (Power Spectral Den-

sity : PSD) 解析<sup>9)</sup>をおこなった結果を図4.1, 4.2に示す。ただし、飛行実験での機体諸量の再構築は文献<sup>10)</sup>によった。図によると、X, Y方向ともにシミュレーション実験ではゲインが飛行実験に比べて2桁以上大きくなっており、定点保持ができていないことが分かる。この原因としては、以下の点が考えられる。

- (1) 地表の小石や滑走路の汚れなど、定点保持のキューとなる目標物が模擬視界中に描かれていないこと。

表4.1 実機とモデル機の比較

	シミュレーションモデル機	飛行実験に使用した機体
名称	MBB BO-105	アエロスパシアル AS-350B
ブレード枚数	4	3
ローター形式	固定	半固定 (スターフレックス)
エンジン出力 kW	309 x 2	538 x 1
総質量 kg	2,500	2,250

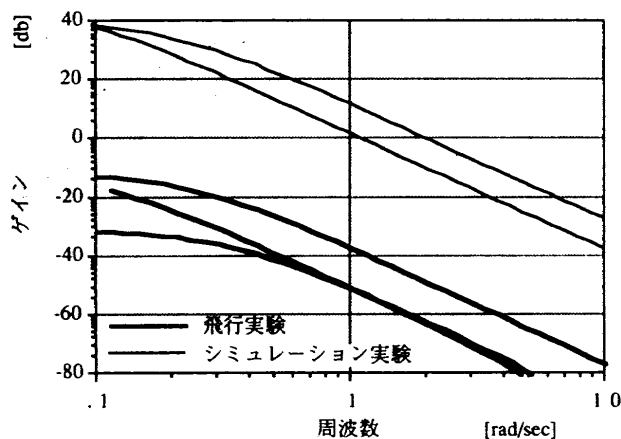


図4.1 ホバー時の平面位置 (X軸方向) のパワスペクトル

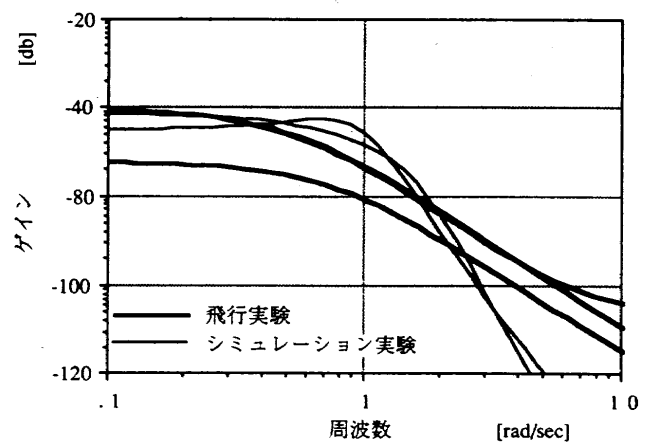


図4.3 ホバー時のピッチ角のパワスペクトル

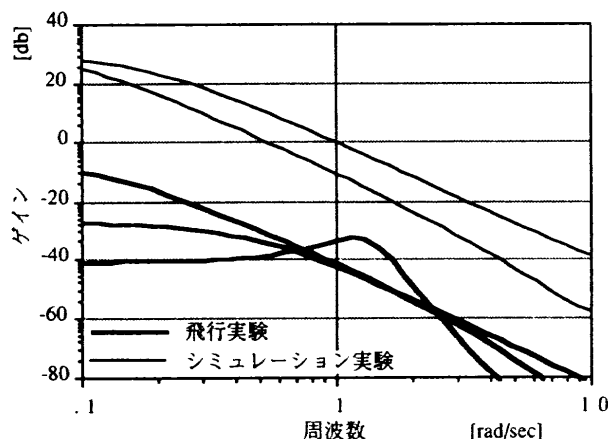


図4.2 ホバー時の平面位置 (Y軸方向) のパワスペクトル

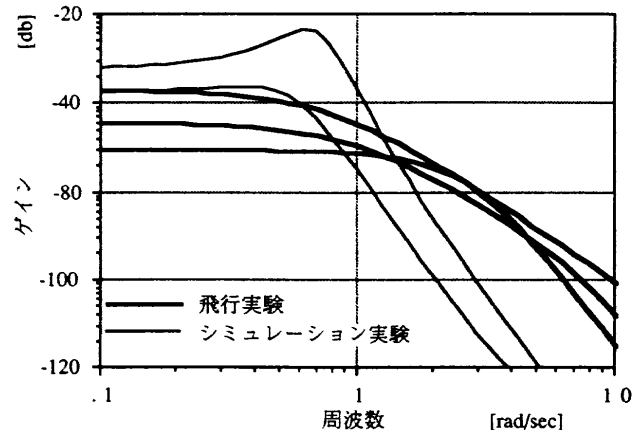


図4.4 ホバー時のロール角のパワスペクトル



- (2) シミュレータの下方あるいは側方視界が十分でないこと。

ホバー時の姿勢角に関して PSD 解析をおこなった結果を図 4.3 及び図 4.4 に、また、高度 30[m] 水平飛行時の姿勢角に関して PSD 解析をおこなった結果を図 4.5 及び図 4.6 に示す。周波数特性はホバー時と水平飛行時で同様の傾向がある。一方ゲインに関しては、シミュレーション実験では水平飛行時とホバー時で大きな差が無いのに対して、実機ではホバー時のゲインが明らかに高くなっている。ホバーでは姿勢保持に加えて平面上の定点保持のために姿勢を制御するため、水平飛行に比べて操舵の頻度が大きくなり、実機の解析結果が示すようなゲインの差が生じると考えられる。一方、シミュレーション実験では水平飛行とホバーのゲイン特性に差がなく、このことから定点保持が十分におこなわれていないことが言える。

また、高度 30[m] 水平飛行時についてシミュレーション実験と飛行実験を比較すると、シミュレーションでは高周波域でゲインが小さく、低周波域で大きな値を示している。この原因としては、以下の 3 点が考えられる。

- (1) 実機と比較してモデルの安定性が悪い。
- (2) モーションキューあるいはビジュアルキューの不足のため姿勢制御特性が悪い。
- (3) 実機の機体の振動周波数が高周波域にある。

次に、視点移動記録から、シミュレーション実験の妥当性について検討する。飛行実験データを、図 4.7 にホバー、図 4.8 に水平飛行の場合を示す。また、図 4.9 にシミュレーション実験一日目の水平飛行時のデータを示す。なお、以下の図では、視点移動軌跡を直線で、0.2[sec] 以上の注視点を注視時間に比例した大きさの円で表している。また、シミュレーション実験のデータに関しては、ビデオ記録等

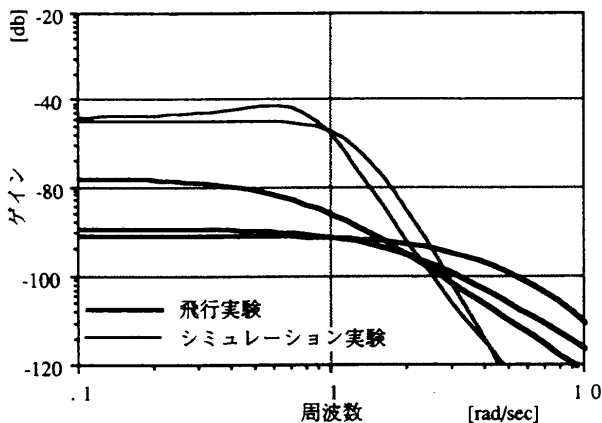


図 4.5 高度 30[m] 水平飛行時のピッチ角のパワースペクトル

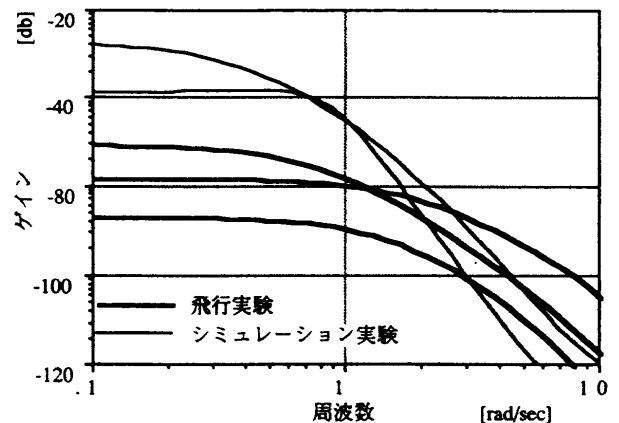


図 4.6 高度 30[m] 水平飛行時のロール角のパワースペクトル

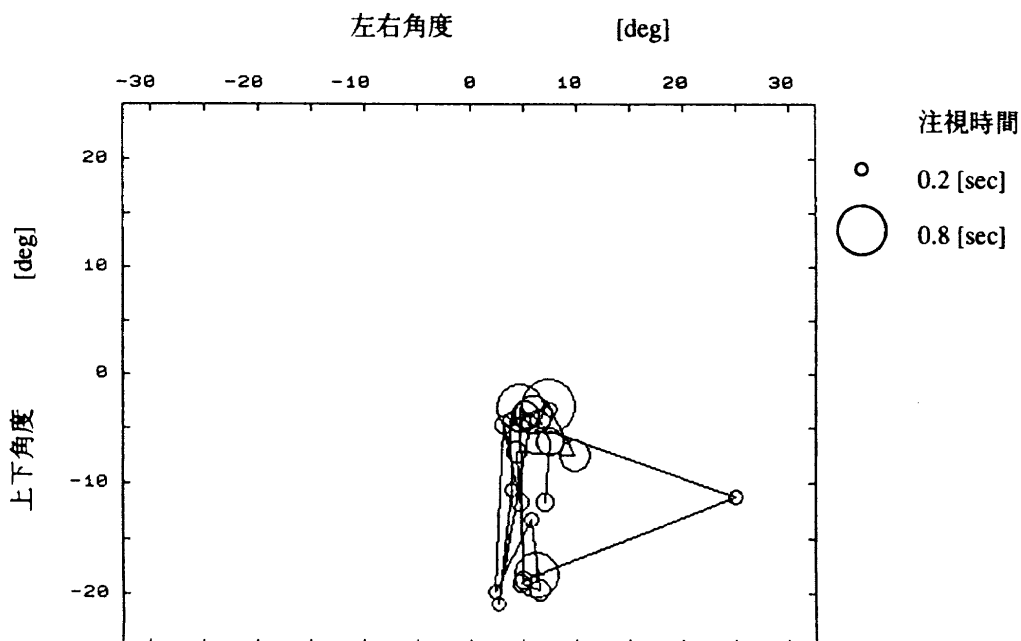


図 4.7 飛行実験、ホバー時の視点移動

から推定される計器盤位置を重ねて示した。

図4.9と後に示す図4.18を比較すると、シミュレーション実験において水平飛行時の視点移動パターンが実験の初めと後で大きく変化していることが分かる。1日目で見られる水平方向と上下方向への視点移動が2日目では無くなっている。また、図4.8と図4.9を比較すると、正面から下方及び側方への視点移動について、似たパターンを持っていることが分かる。このことから、シミュレーション実験においては、パイロットは初めは実機と同様のスキャンパターンを採っていたが、途中でこれをシミュレーション特有の方式に切り替えたことが伺える。このようなスキャ

ンパターンの変更については、シミュレーションでは他機や障害物に注意を払う必要が無いこと、視野が異なることが理由と考えられる。

なおホバー時の視点移動パターンは図4.7の飛行実験では上下方向の視点移動がはっきり現われているが、図4.17のシミュレーション実験ではほとんど正面のみに視点が集中している。また、シミュレーション実験の他のケースでは、計器盤に注視点がある例があった。これらはシミュレータの模擬視界の地表に目標地物が少なく、地表からは高度情報と速度情報が十分に得られないこと等が理由と考えられる。

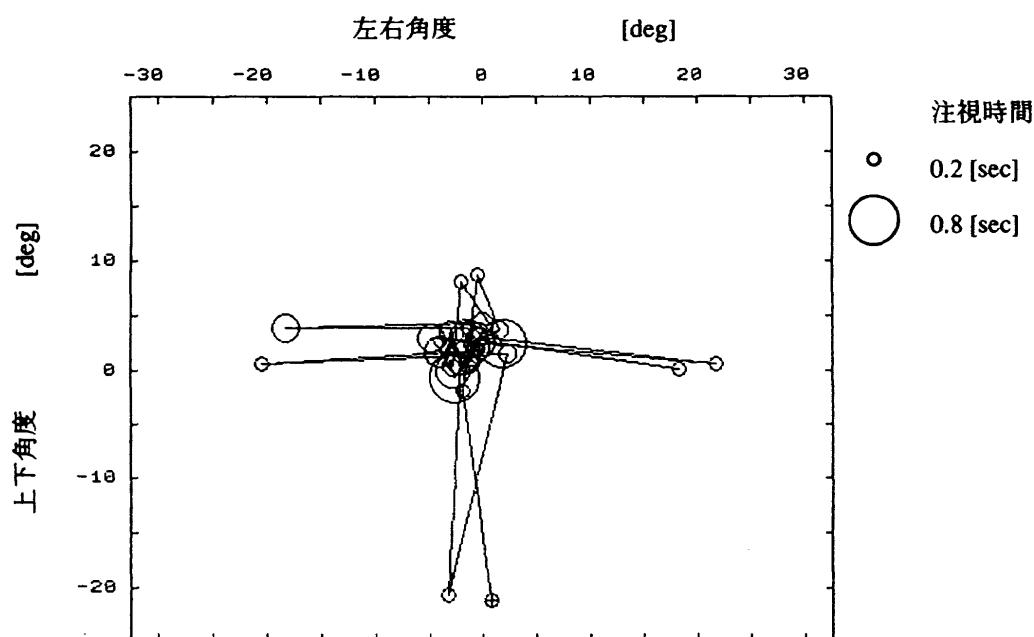


図4.8 飛行実験，高度30[m] 水平飛行時の視点移動

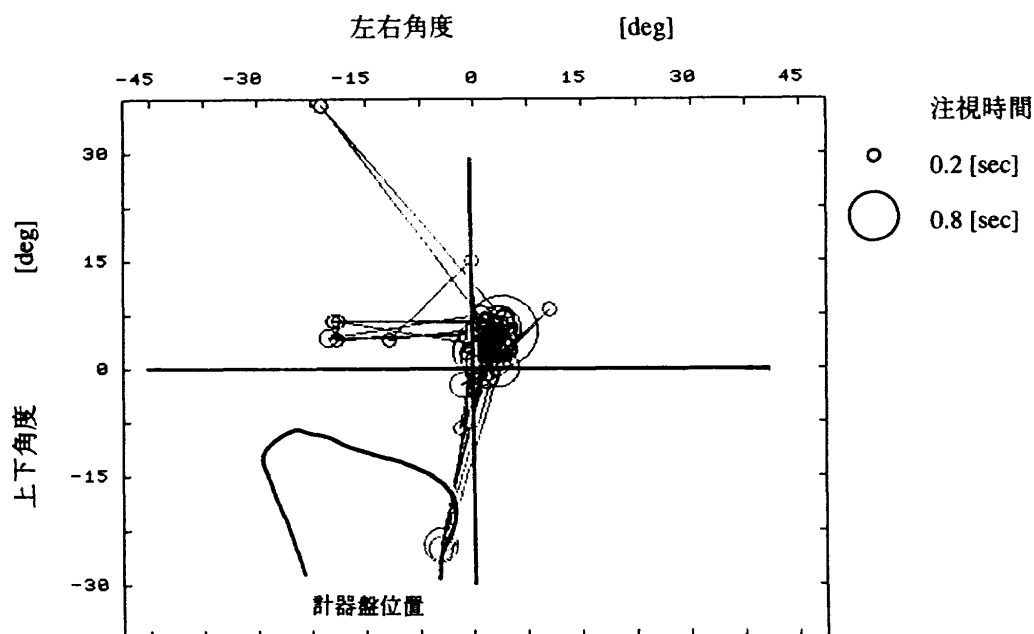


図4.9 視程30[km]，高度30[m] 水平飛行時の視点移動（1日目）

以上の結果を総合すると、現状のシミュレータについて次のことが言える。

- (1) パイロットコメント等によれば、操縦性と安定性が実機と比較して劣るものの、ヘリコプタの基本的な操縦特性は模擬されている。
- (2) 水平飛行時の姿勢保持については実機とシミュレーションで大きな差が無く、模擬ができています。
- (3) ホバーのための視界模擬は十分ではない。低空での水平飛行についても模擬の程度は低いと考えられる。

#### 4.2 視程変化に伴う操縦特性の変化

今回の実験では、3段階の視程についてそれぞれ2試行分のデータが得られた。サイクリックレバーの操舵量について PSD 解析をおこなった結果を図4.10から4.15に示す。

全体的には視程の悪化に伴い比較的高周波域でゲインが高くなる傾向があり、1.0[rad/sec] 前後にピークを持つ場合がある。これは、視程の悪化に伴って操舵が慎重になり、細かい操舵をおこなうようになった結果ではないかと推定される。また、高度240[m] 水平飛行では視程の悪いケー

スで操舵量が多いことから、この場合に姿勢の保持が難しくなっていると考えられる。また、高度240[m] 水平飛行でこれらの傾向が顕著であるが、ホバーと高度30[m] 水平飛行では視程の変化の影響が不明確である。これは、低高度では水平線がぼやけても、地表の物体が視認できる距離が高高度の場合に比べて長く、それによって機体の姿勢等が判断できることによると思われる。

次に視点移動記録の解析結果についてホバーのデータを図4.16から図4.17に、高度240[m] 水平飛行のデータを図4.18から図4.20に示す。まず、ホバー時の視点移動記録については、視程変化の影響がほとんど見られない。一方、高度240[m] 水平飛行については、明らかな違いが見られる。良好な視程では正面に主な注視点があったが、不良視程では主な注視点が計器盤上にある。この計器盤上の主要注視点はパイロットコメントによると姿勢計に対応する。また、視程クリアと3.0[km]ではほとんど差が見られないが、やや後者で計器を見る割合が多いと言える。これらのことから、3.0[km]と0.5[km]の間で視点移動パターンが大きく変化したと考えられる。

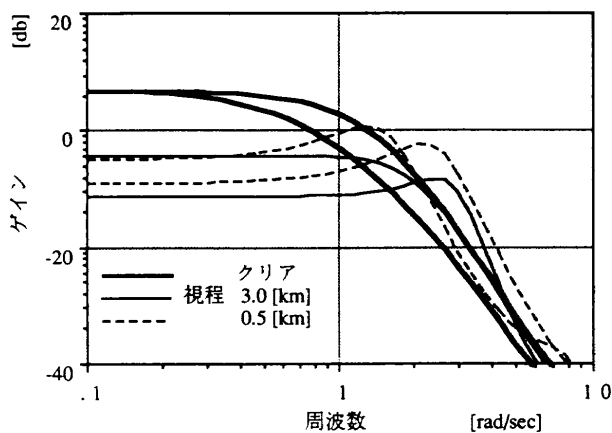


図4.10 ホバー時の縦サイクリック操舵のパワースペクトル

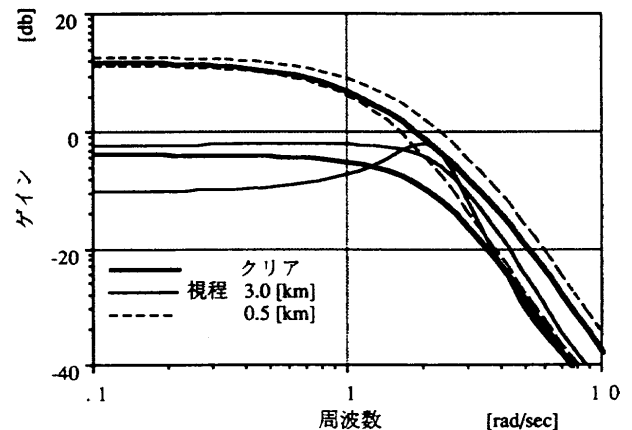


図4.12 高度240[m] 水平飛行時の縦サイクリック操舵のパワースペクトル

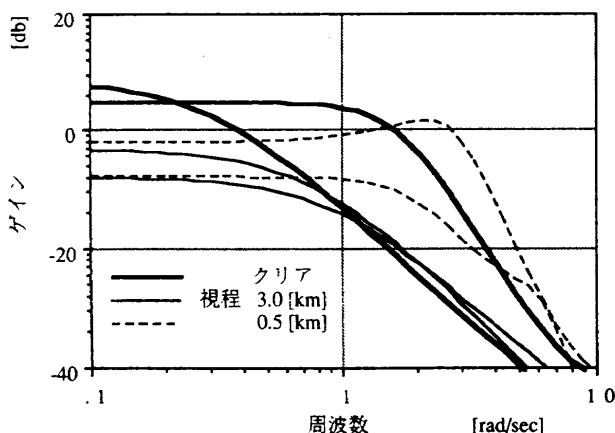


図4.11 ホバー時の横サイクリック操舵のパワースペクトル

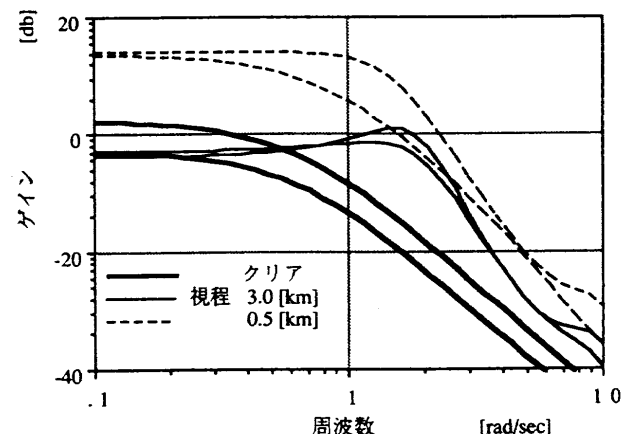


図4.13 高度240[m] 水平飛行時の横サイクリック操舵のパワースペクトル

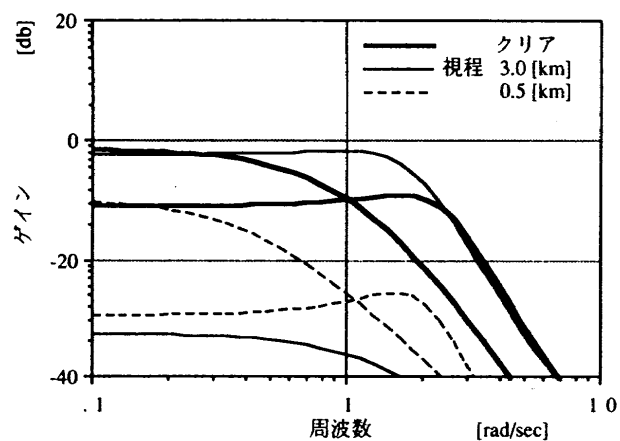


図4.14 高度30[m] 水平飛行時の縦サイクリック操舵のパワースペクトル

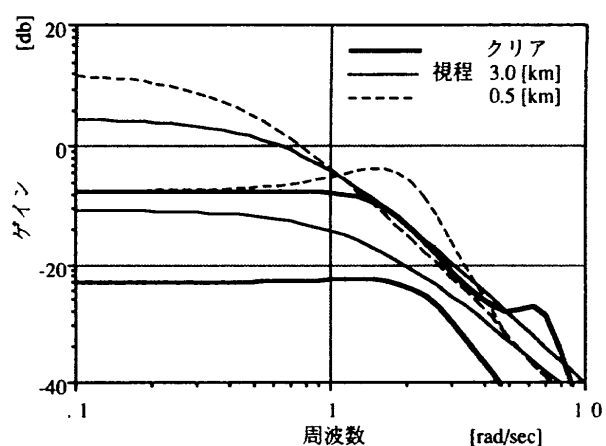


図4.15 高度30[m] 水平飛行時の横サイクリック操舵のパワースペクトル

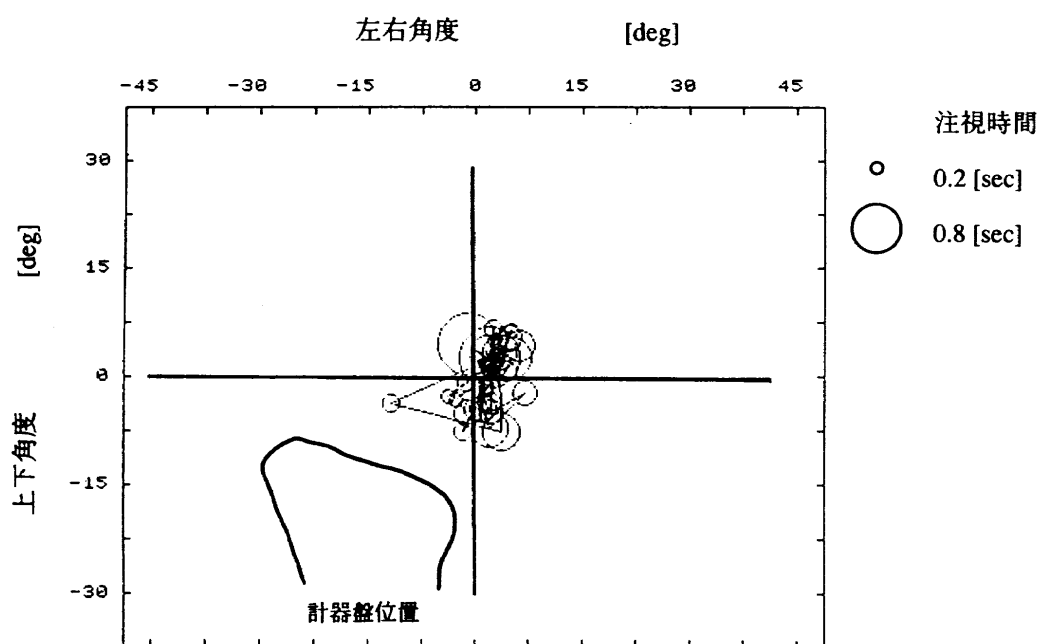


図4.16 視程：クリア，ホバー時の視点移動

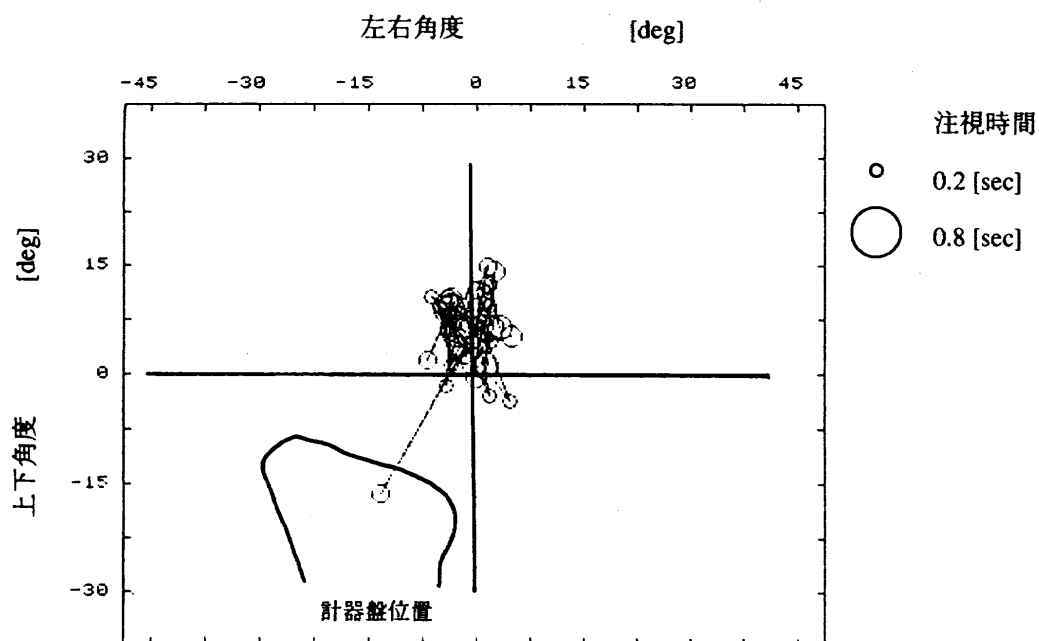


図4.17 視程：0.5[km]，ホバー時の視点移動

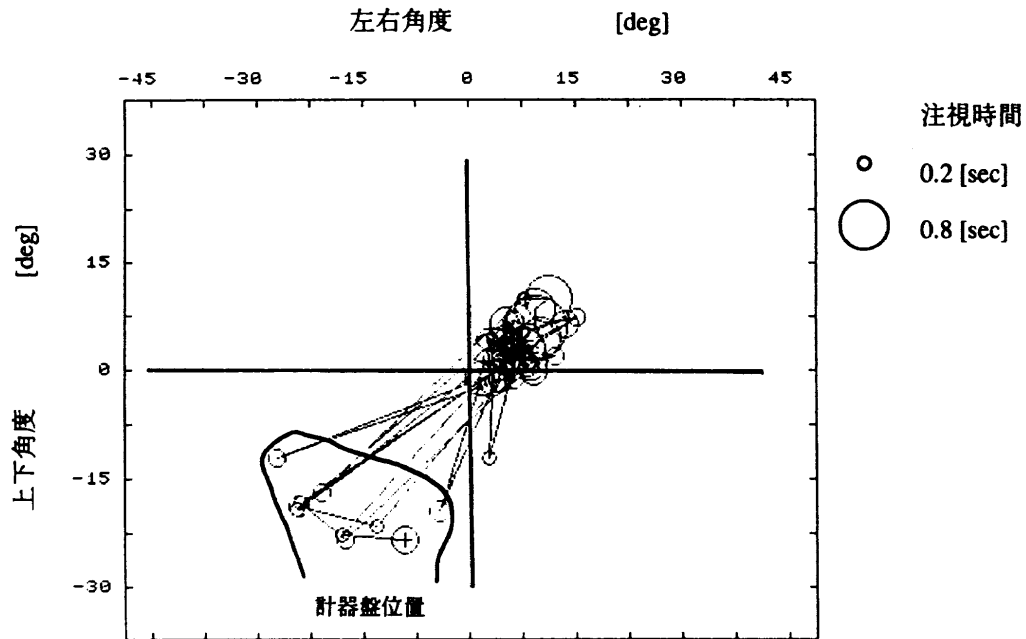


図4.18 視程: クリア, 高度 240[m] 水平飛行時の視点移動

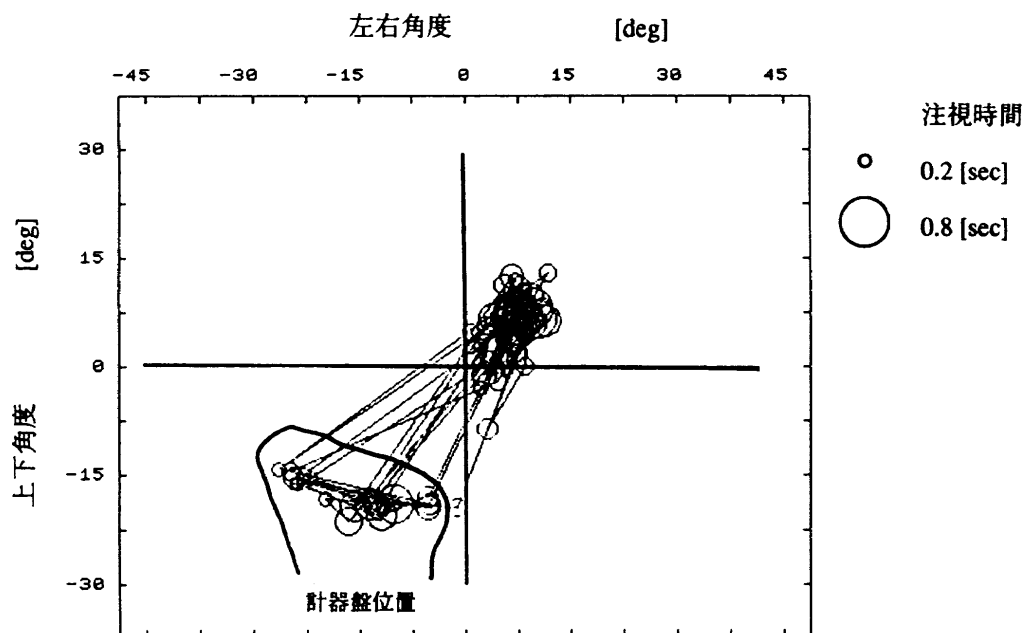


図4.19 視程: 3.0[km], 高度 240[m] 水平飛行時の視点移動

#### 4.3 実験における制限と問題点

本実験は当所のヘリコプタシミュレータを用いて実施した初めてのものであり、実験の過程でシミュレータ及び実験手法に関するいくつかの問題点やモデル化の制限が明らかになった。今後のシミュレーション実験の資料とするために以下にそれらの事項をまとめる。なお、以下では予備実験等によって得られたパイロットコメント等も参考になっている。

##### (1) シミュレータ酔について

シミュレータ酔は固定翼のシミュレータではほとんど起きず、ヘリコプタシミュレータに頻出する現象であるとい

われる。シミュレータ酔による問題点としては以下のようなものがあると思われる。

- a) パイロットに不快感を与える。
- b) パイロットの操縦パフォーマンスが直接低下する。
- c) 模擬視界を見ずに計器飛行を行おうとする。
- d) 「実機ではなくシミュレータを操縦していると自分に言い聞かせることによりシミュレータ酔を克服する」というコメントもあり、臨場感を失わせる。

本装置で生じたシミュレータ酔の原因の可能性としては、

- a) 画面の歪み
- b) 下方視覚情報の不足(テクスチャの欠如)

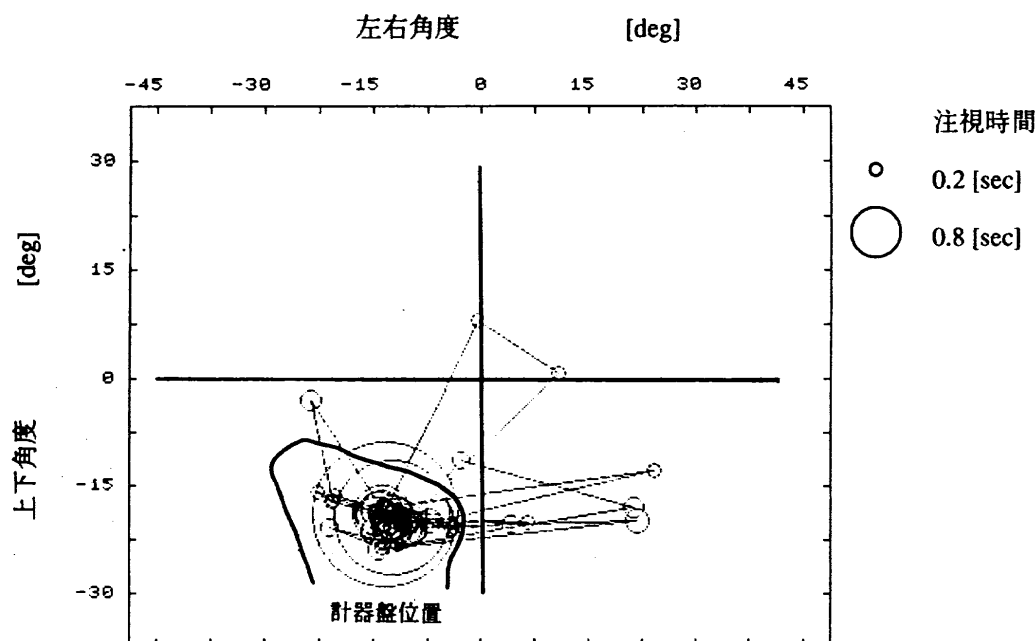


図4.20 視程：0.5[km]，高度240[m] 水平飛行時の視点移動

c) 表示画面の輝度不足

d) モーションキューの欠如

等が考えられ、今後、具体的な対策を実施する予定である。

(2) モーションキューについて

熟練したヘリコプタパイロットは視界や計器だけではなく、音や振動、体感などに大きく頼って操縦をおこなっている。予備実験中には、「初めてヘリコプタを操縦した時のようだ」というコメントがあったが、これはモーションキューを奪われたことが原因の一つであると考えられる。モーションキューは、上記シミュレータ酔の有望な解決策となるばかりでなく、操縦性を高め、シミュレーションの模擬度を向上させるためにも装備することが望ましい。

(3) 視程及び気象変化の模擬について

実機の飛行でもや (haze) により視程が悪化すると、上昇すれば下方が見えなくなる一方で、降下すれば地上の障害物が気になるという状況に陥る。本視界模擬装置では性能上の制限により地表目標物を多数配置できないため、「比較的高空での飛行を模擬している」とのコメントがあった。今後は雲や霧などを含めたより精密な気象模擬をおこなって、それぞれの影響を評価する必要がある。

(4) 視野について

今回のシミュレーションのセッティングでは、側下方について十分な視野が確保されていない。また、計器パネルが実機のタービンヘリコプタのものと比較して小さく、スクリーン下方の境界が見える部分が多い。さらにもう1つのチャンネルを下方ないし側方に加えることが望まれる。

(5) アイマークレコーダについて

模擬視界がビデオプロジェクターの映像を大きなスクリーンに投影する方式であったため、映像の輝度が低いとい

う問題があった。このためアイマークレコーダによるビデオ記録が非常に不明瞭で、映像から現在の飛行している場所を判定することが困難であった。今後の実験ではカメラ部分の高感度化が必要であると考えられる。

(6) 数学モデルについて

今回用いた数学モデルでは、ヨーや高速時のピッチ安定について十分な操縦性が確保されていなかった。コレクティブピッチレバーのゲイン調整不備のため、着陸時の経路設定が困難になるという状態があった。ゲインの値は予備実験において決定されたが、このとき定常降下が可能であるかどうかの評価が十分ではなかったことが原因である。また、今回用いた、対気速度に応じて線形微係数を切り替える方法では、切り替えに伴う遷移力の発生を完全に抑制することはできなかった。より柔軟な実験のセッティングを可能にするためにも、今後はダイナミクスの非線形化が必要である。

(7) 模擬視界の地表目標物について

今回の実験での最も大きな問題は視界模擬装置の機能であった。本視界模擬装置は高性能CGIシステムとして昭和56～57年に製造されたものであり、当時の技術ではテクスチャ・マッピングが実現できていない。このため、高度感や速度感が得られず、低空飛行やホバリングの模擬には適していない。格子模様などの図形を地表に貼り込むことで、ある程度の効果は得られるが、実験に用いた模擬視界発生装置が許容する表示物体のエッジ数にも制限があるため、飛行経路の限定が必要になる。

また、今回の視程変化の実験では、「視程不良ではダウンウィンドで地上物がほとんど見えない範囲があり、滑走路を視界に入れるために飛行経路を変更した」というコメ

ントがあった。飛行経路には適度に地上物を配置する必要がある。

もう一つの重要な問題は視点移動記録の処理に関するものである。パイロットが地上に十分な情報が無いと分かっていたら、地上への視点移動は少なくなるであろう。また地上物が限られていれば、自ずとその場所に視点が集中する。データの解析方法についても模擬視界を考慮した工夫が必要になると考えられる。

#### (8) 操舵装置について

本シミュレータの操舵装置は実機と比較してガタが大きく、動きも滑らかではない。また、本実験段階では模擬操縦負荷装置が十分に働いておらず、本来操舵反力が備わっている機体のモデルを使用したにもかかわらず、反力無しで実験をおこなわざるをえなかった。このことによる操縦パフォーマンスの低下も生じたと思われる。模擬操縦装置の改良は今後の重要な課題である。

### 5. 結 言

本実験によって得られた成果は以下のように整理される。

(1) 今回利用したシミュレータは、水平飛行時についてはある程度の模擬レベルを有しているが、ホバーのための視界模擬は不十分である。

(2) 視程の悪化によって、視覚情報の取得位置は前方から計器へ移動する。それにともない、操舵特性の変化が見られる。ただし、データが少なく、しかも1名のパイロットによる評価であり、十分な実験データから得られた結果ではない。

(3) アイマークレコーダによる視点移動記録がパイロットの視覚情報取得方式を調べる手段として有効であることが分かった。

(4) シミュレータのセッティング、ソフトウェア、及び実験方法についての改修ないし工夫の必要がある。

なお、本実験の実施にあたっては(株)本田航空に御協力を頂いた。また、川崎重工業(株)及び三菱重工業(株)の方々には貴重なアドバイスを頂き、今後の指針とすることができた。ここに謝意を表する。また、ヘリコプタのダイナミクスに関しては飛行実験部飛行試験研究室奥野善則研究員の協力を得たことを付記する。

### 文 献

- 1) 遠藤：ヘリコプタ運航の安全性確保，航空技術 No. 451, 1992.
- 2) 科学技術庁研究開発局：ヘリコプタの運航安全に関する緊急研究報告書，1991.
- 3) Watanabe, A. et. al. : *Functions of NAL Fixed Base Simulator for Helicopter Research*, Proceedings of The 30th Aircraft Symposium, 1992.

- 4) 川原他：ヘリコプタ操縦時のパイロット視点移動に関する研究（その1），第29回飛行機シンポジウム前刷り集，1991.
- 5) Hoh, R. H. : *Handling Qualities Criterion for Very Low Visibility Rotorcraft NOE Operations*, AGARD CP-423, 1986.
- 6) Wright, R. H. : *Imaging Probabilities, Geometry and Ergonomics in Limited Visibility Helicopter Operations*, AGARD CP-258, 1979.
- 7) 川原他：飛行シミュレーション試験設備，模擬操縦装置の構成および機能，性能，NAL TM-577, 1987.
- 8) Heffley, R. K. et. al. : *A Compilation and Analysis of Helicopter Handling Qualities Data Vol. 1*, NASA CR-3144, 1979.
- 9) Akaike, H. : *Autoregressive Model Fitting for Control*. Ann. Inst. Statist. Math., Vol.23, 1971.
- 10) 佐々他：オブザーバを用いたストラップダウン慣性センサによる姿勢角推定，NAL TM-593, 1998.

## 付録1 簡易型ヘリコプタ・シミュレータ用 数学モデル

### 1. 概要

簡易型ヘリコプタ・シミュレータ用の数学モデルを作成した。これは1つの機体モデルについて、前進速度をパラメータとして約10種類の微係数を用意し、パラメータに応じて切り替えるものである。今回の実験では、機体データとして、MBB式BO-105型のものを用いている。

### 2. 構成式

#### 2.1 機体運動の記述

まず、航空機の運動を釣り合い点回りで線形化した式を用い、次のような微分方程式で機体の運動を記述する。

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{y} \quad (1)$$

ただし、 $\mathbf{A}$ は空力微係数のマトリックス、 $\mathbf{B}$ は操舵入力微係数のマトリックス、 $\mathbf{x}$ は状態変数ベクトル、 $\mathbf{y}$ は操舵量ベクトルであり、以下のように表される。

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & X_q & -g \cos \theta_0 & X_v & X_p & X_r & 0 \\ Z_u & Z_w & Z_q + U_0 & -g \sin \theta_0 & Z_v & Z_p & Z_r & 0 \\ M_u & M_w & M_q & 0 & M_v & M_p & M_r & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ Y_u & Y_w & Y_q & 0 & Y_v & Y_p & Y_r - U_0 & g \cos \theta_0 \\ L_u & L_w & L_q & 0 & L_v & L_p & L_r & 0 \\ N_u & N_w & N_q & 0 & N_v & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} X\delta_c & X\delta_b & X\delta_A & X\delta_p \\ Z\delta_c & Z\delta_b & Z\delta_A & Z\delta_p \\ M\delta_c & M\delta_b & M\delta_A & M\delta_p \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ Y\delta_c & Y\delta_b & Y\delta_A & Y\delta_p \\ L\delta_c & L\delta_b & L\delta_A & L\delta_p \\ N\delta_c & N\delta_b & N\delta_A & N\delta_p \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\mathbf{x}^T = [u \ w \ q \ \theta \ v \ p \ r \ \phi] \quad (4)$$

$$\mathbf{y}^T = [\delta_c \ \delta_b \ \delta_A \ \delta_p] \quad (5)$$

#### 2.2 釣り合い点の移動

微係数データは離散的に得られているため、離陸から巡航に至るような飛行を模擬するためには、飛行中に微係数の切り替えが必要となる。これに伴い、舵、姿勢及び速度のトリム位置を変更しなくてはならない。文献(8)には各飛行状態における舵のトリム位置が示されているが、この値を用いて微係数の変更をおこなうと、過渡状態で余分な運動が励起されてしまう。これは Heffley らのデータが実測

値ないし非線形計算によって求められた値であるのに対し、線形のダイナミクスでは、トリム位置からトリム位置までを線形に移行するためである。そこで、適当な状態を基準とし、微係数データからトリム変化量の算出を行った。

微係数は水平飛行時の速度をパラメータとし、微係数データの与えられたトリム状態の中間速度で切り替えるものとした。ここで、微係数の与えられたトリム状態を  $a$ ,  $b$  とし、速度の中間値の状態を  $c$  とする。まず、 $a$  を基準とした  $c$  の操舵位置、姿勢を求める。このとき、速度の変化は非常にゆっくり行われるものとし、常に以下の式が、ほぼ成り立つと仮定した。

$$0 = \mathbf{A}_a \mathbf{x} + \mathbf{B}_a \mathbf{y} \quad (6)$$

同様に、状態ベクトルの成分について、姿勢がほぼ安定していると仮定して、

$$p, q, r = 0 \quad (7)$$

さらに水平飛行と見做し、以下の拘束条件を加えた。

$$w = u\theta \quad (8)$$

これらの式を式(6)に代入し、操舵量と姿勢角について整理すると、

$$\begin{bmatrix} X_u \\ Z_u \\ M_u \\ Y_u \\ L_u \\ N_u \end{bmatrix}_a u_{ac} = - \begin{bmatrix} X\delta_c & X\delta_b & X\delta_A & X\delta_p & u_{ac} X_w - g \cos \theta_0 & 0 \\ Z\delta_c & Z\delta_b & Z\delta_A & Z\delta_p & u_{ac} Z_w - g \sin \theta_0 & 0 \\ M\delta_c & M\delta_b & M\delta_A & M\delta_p & u_{ac} M_w & 0 \\ Y\delta_c & Y\delta_b & Y\delta_A & Y\delta_p & u_{ac} Y_w & g \cos \theta_0 \\ L\delta_c & L\delta_b & L\delta_A & L\delta_p & u_{ac} L_w & 0 \\ N\delta_c & N\delta_b & N\delta_A & N\delta_p & u_{ac} N_w & 0 \end{bmatrix}_a \begin{bmatrix} \delta_{cac} \\ \delta_{bac} \\ \delta_{Aac} \\ \delta_{pac} \\ \theta_{ac} \\ \phi_{ac} \end{bmatrix} \quad (9)$$

となり、式(9)を解いて、 $a$ の微係数を用いた  $a$  から  $c$  へのトリム変化量が求められる。同様に  $b$  の微係数を用いた  $b$  から  $c$  へのトリム変化量を求め、これらの値の和を用いて  $a$  から  $b$  への相対的なトリム変化量を求めた。



---

## 航空宇宙技術研究所資料 654号

平成5年3月発行

発行所 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  
電話三鷹(0422) 47-5911(大代表) ㊦182  
印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2 - 27 - 12

---

Printed in Japan