

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1272

ヘリコプタ操縦時の視覚情報取得方式に関する
飛行シミュレーション実験・第2報

船引浩平・田中敬司・川原弘靖
若色薫・渡辺顯

1995年6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方式に関する 飛行シミュレーション実験・第2報*

船引 浩平** 田中 敬司** 川原 弘靖**
若色 薫** 渡辺 顯**

Effects of Visibility on Helicopter Pilot Performance. (Part 2)

Kohei FUNABIKI, Keiji TANAKA, Hiroyasu KAWAHARA,
Kaoru WAKAIRO and Akira WATANABE

ABSTRACT

A piloted flight simulation aiming at quantifying visibility effect on helicopter piloting was carried out. The flight simulation was conducted in the way of varying the visibility of the visual scene and the stability of the aircraft, respectively, so as to determine a critical value of the stability with which the pilot can barely control the aircraft. Eye fixation points data of the pilots were obtained in each visibility condition. The flight simulation results enabled direct evaluation of visibility effects upon pilot control performance in terms of helicopter stability. Some considerations of effectiveness of stability augmentation systems and display systems in low visibility condition are also described in this paper.

Key words : Helicopter, Visibility, Pilot Performance, Flight Simulation

概要

平成4年11月に実施した第一次実験に引き続き、視程がヘリコプタパイロット系の安定性に及ぼす影響を調べることを目的としてシミュレータ実験を行った。1000時間から3000時間の飛行経験を持つパイロット10名が参加した。実験ではシミュレータの模擬視界の視程を変化させ、各視程で操縦安定限界となる縦揺れおよび横揺れの線形微係数の値を求めた。また、原型の数学モデルの下で、視程を変化させ操縦時のパイロットの視点移動を記録した。実験結果から、視程の変化の操縦安定性への影響をヘリコプタの安定性によって定量的に評価することができた。これらの結果より、視程不良時の有視界飛行において運航効率および運航安全性を向上させるための安定性増大装置や情報提示方式についての技術資料を得た。

略語表

EVS : Enhanced Vision System
GPS : Global Positioning System
HDD : Head Down Display
HMD : Head Mounted Display
HUD : Head Up Display

* 平成7年3月20日受付 (received 20 March 1995)
** 制御部 (Control Systems Division)

PIO : Pilot Induced Oscillation

記号表

δ_A : 縦サイクリック操舵量 cm
 δ_B : 横サイクリック操舵量 cm
 δ_C : コレクティブ舵量 cm
 δ_P : ペダル操舵量 cm
 ϕ : 横揺れ姿勢角 rad
 τ : パイロットの反応時間遅れ s
 θ : 縦揺れ姿勢角 rad

ξ	: 減衰係数
CDC	: Critical Damping Coefficient rad/s
CLS	: Critical Line of Sight deg
K_p	: パイロットモデルのゲイン
K_A	: 機体モデルのゲイン
L	: 横揺れモーメント Nm
L_p	: $\partial L / \partial p$
M_q	: $\partial M / \partial q$
M	: 縦揺れモーメント Nm
T_L	: パイロットの進み時定数 s
T_N	: 神経筋肉系遅れ時定数 s
Y	: 機体の静安定 rad^2/s^2
Y_p	: パイロットの伝達関数
Y_A	: 機体の伝達関数
X	: 機体のダンピング rad/s
k	: 視程モデルの係数 $1/\text{s}\cdot\text{deg}$
p	: 横揺れ角速度 rad/s
q	: 縦揺れ角速度 rad/s
r	: 方位角速度 rad/s
s	: ラプラス変数
u	: 機体軸X方向速度 m/s
v	: 機体軸Y方向速度 m/s
w	: 機体軸Z方向速度 m/s

1. 緒言

ヘリコプタの運航は、その多くが有視界飛行条件下で行われているが、ヘリコプタの有視界飛行条件は固定翼機のそれと異なり、上空での視程や雲との距離についての規定がない。このことはヘリコプタが空中で停止できるという特性に基づいているが、ヘリコプタの運航および操縦がパイロットの判断と技術に大きく依存していることも示している。ヘリコプタの事故の多くが(1)飛行中の視程の悪化、(2)視程を確保するための降下、(3)地上障害物との接触というパターンを持つことはよく知られているが、ヘリコプタの有視界飛行における視程の影響について十分な知識の集積がなされていないことがこのような事故を誘発する一因であると考えられる。

ヘリコプタの有視界飛行において、視程の悪化が運航に及ぼす影響は以下の2点にまとめられる。すなわち、(1)視程の極端な悪化による地上および前方障害物の視認困難、(2)視程の悪化にともなう操縦性・安定性の低下、である。有視界飛行の範囲内で、このような影響に対処する方法としては、特に(1)について多くの提案がなされ、実際にいくつかの装置類が開発されている。たとえば、主に軍用として赤外線やレーダーを用いたEVISであり、GPSと地図のデータベースを用いたマップシステム¹⁾である。一方(2)については、視程の悪化による操縦

性の低下はパイロットの技術、計器情報、自動操縦装置によって補うことができるとされている²⁾³⁾が、これらの定量的な関係については十分な検討がなされていない。

ヘリコプタの運航効率と運航安全性の向上のためには、計器飛行方式の確立と並んで有視界飛行方式の整備が必要である。特に後者のためには、視程の悪化が系の操縦安定性にどのような影響を及ぼすか、機体にどのような装備があればこれを補うことができるかについて検討を行う必要がある。

航空宇宙技術研究所では、平成2年度に実施された“ヘリコプタの運航安全に関する緊急研究”の成果を引き継ぎ、平成3年度より、ヘリコプタの運航安全に関する研究を行ってきた⁴⁾。主に有視界低高度飛行中での地上障害物との接触事故に関する安全性向上のための基礎資料を得るべく実施されたこの研究では、薬剤散布時やホバー、水平飛行などの飛行課目毎の視点移動記録を取得するとともに⁵⁾、飛行シミュレータを用いて、視程不良時の操縦性に関する調査を行った。平成4年度に実施したヘリコプター操縦時の視覚情報取得方式に関するシミュレーション実験では、視程の変化がヘリコプターパイロット系に及ぼす影響について調べた⁶⁾⁷⁾。この結果、視程の悪化に伴い、パイロットの操縦量および操縦傾度が増大することが分かったが、実験データ数が少ないこと、シミュレータのセットアップに改良すべき点が多いことなどが課題として残されていた。

そこで、今回のシミュレータ実験では、10名程度のパイロットの参加により、視程の変化がヘリコプターパイロット系に及ぼす影響を定量化することを目指した。この定量化の方法としては、一般的なモデルを仮定して、操縦の時系列記録をもとにパラメータを同定するものが考えられた。しかし、この方法で有意な結果を出すためには、多くのデータを集積することと妥当性のあるモデルを仮定することが必要になる。そこで、今回は、視程と操縦安定限界を与える操縦安定性との関係に着目し、視程が縦減衰と横減衰に関わる線形微係数とそれぞれどのように関係づけられるかを調べることにした。すなわち、パイロットと機体のシステム全体として見た場合に、視程の悪化が機体の操縦安定性が低下することと等価であると仮定し、各視程のもとでパイロットがかろうじて操縦可能な機体の安定性を与える微係数を求める方法である。また、姿勢計が使用できる場合について、視程の悪化にともなう情報量の低下をどのように補うかについて視点移動記録装置によるデータを取得した。実験で想定したパイロット-機体系の概念を模式的に図1.1に示す。

今回の実験手法およびデータを基礎資料として用いることにより、視程の悪化による操縦性の低下を自動操縦装置あるいはディスプレイによって補償する手段、これ

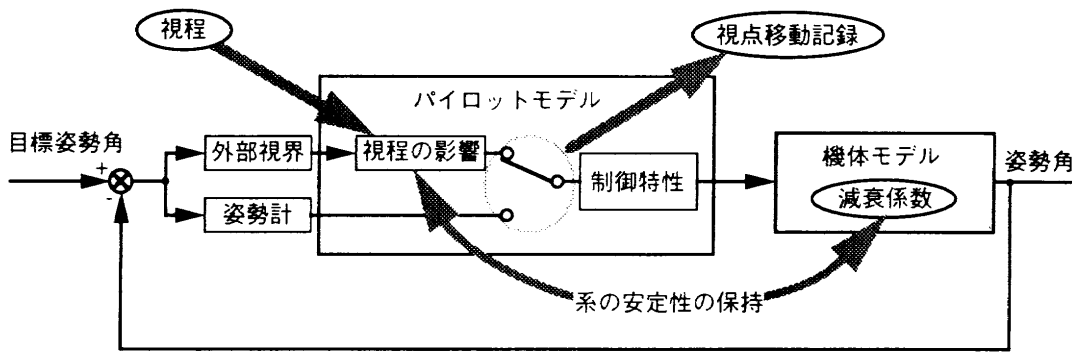


図1.1 視程を含むパイロット-機体系のモデル

による視程良好時の運航安全性を保ちつつ視程不良時の有視界飛行エンベロープを拡大する手段が実現可能となる。本稿では、このシミュレーション実験の内容と結果について報告する。

2. 操縦安定限界と視程について

2.1 操縦安定限界について

パイロット-機体系の安定限界を支配する機体側のパラメータとしては、静安定とダンピングの二つが挙げられる。これらのうち、どちらを代表的なパラメータとして選ぶかについて述べる。人間パイロットが2次遅れ系を制御する場合の安定限界については鷺津らの研究⁸⁾がある。ここでは、系を図2.1のように表記する。人間オペレータモデルの τ は反応時間遅れ、 T_A は神経筋肉系の遅れであり、前者は0.1~0.3、後者は約0.1の値を持つ。 X はダンピング、 Y は静安定である。また、パイロットは系を最適化するように T_L およびゲイン K_P を調節する。この系について安定限界を解析的に求めると、安定・不安定の境界はおおよそ図2.2のように表される。この図によれば、 X が小さいときに境界線が縦軸に漸近しており、この場合には、 Y を変化させることによって安定限界を探索することは難しい。ヘリコプタのように一般的に不安定性が高い機体では、静安定 Y よりもダンピング X をパラメータとして選ぶことが安定限界の探索には適当である。

実験では、縦揺れ減衰を代表する変数として M_q を、横

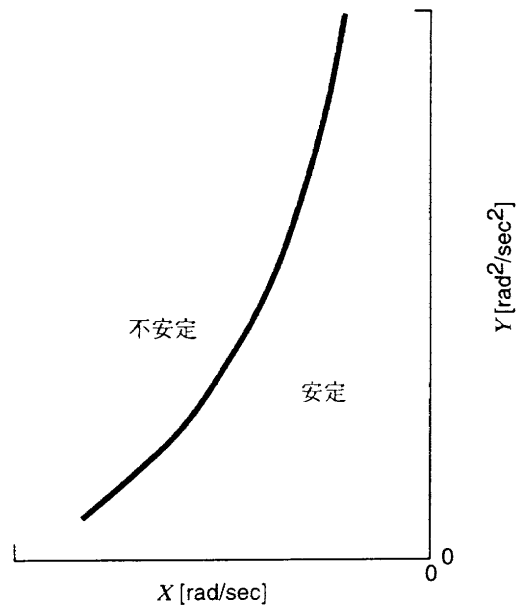


図2.2 2次系の操縦可能限界(文献8より)

揺れ減衰を代表する変数として L_p を選び、それぞれ独立に変化させた。実験で用いた縦方向の数学モデルは以下のように表現される。

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.034 & 0.03 & 0.64 & -9.81 \\ -0.06 & -0.79 & 30.92 & 0 \\ 0.06 & 0.04 & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.08 & 0.02 \\ 0.22 & -1.37 \\ -0.39 & 0.20 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_c \\ \delta_A \end{bmatrix} \quad (1)$$

ここで、 M_q の基準値は -3.6 rad/s である。

また、横方向については以下ようになる。

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.09 & -0.72 & -30.92 & 9.81 \\ -0.23 & L_p & -0.03 & 0 \\ 0.08 & -0.02 & -0.663 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix}$$

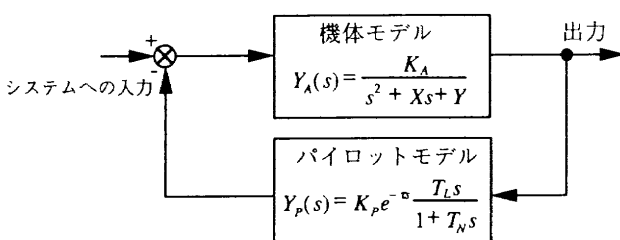


図2.1 パイロット-機体系のブロック図

$$+ \begin{bmatrix} -0.09 & 0.21 \\ -1.03 & 0.43 \\ -0.01 & -0.58 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_B \\ \delta_P \end{bmatrix} \quad (2)$$

ここで、 L_p の基準値は -0.72rad/s である。

まず、縦に関して M_q を変化させた場合の姿勢角の開ループ特性について、根軌跡を図2.3に示す。実験において変化させた -3.0rad/s から $+0.5\text{rad/s}$ の範囲においては、つねに振動的で不安定であり、 M_q の増加につれて一様に不安定性が増していることがわかる。この系を短周期運動に関して2次系近似した場合の減衰係数 ζ と M_q の関係を図2.4に示す。変化範囲においては、 ζ と M_q の関係を線形とみなすことができる。次に横に関して、 L_p を変化させた場合の横揺れ姿勢角の開ループ特性について、根軌跡を図2.5に示す。 L_p に関しては、 -3.0rad/s から 0.0rad/s までを主に変化範囲とした。この系においては、 L_p が -3.0rad/s から -2.0rad/sec で安定限界となっており、 L_p の増加につれて不安定性が大きくなっている。

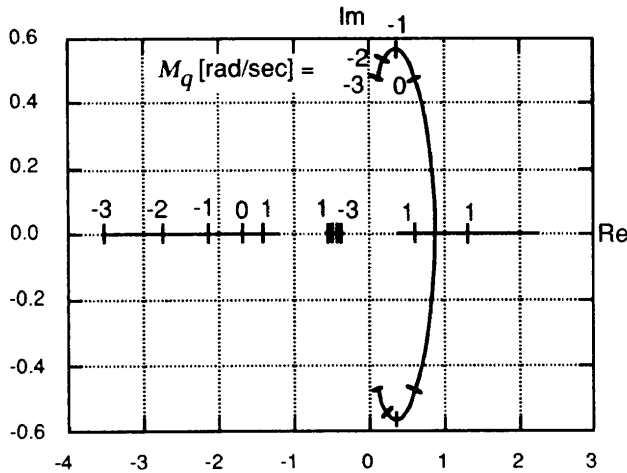


図2.3 M_q を変数としたピッチ姿勢角の根軌跡

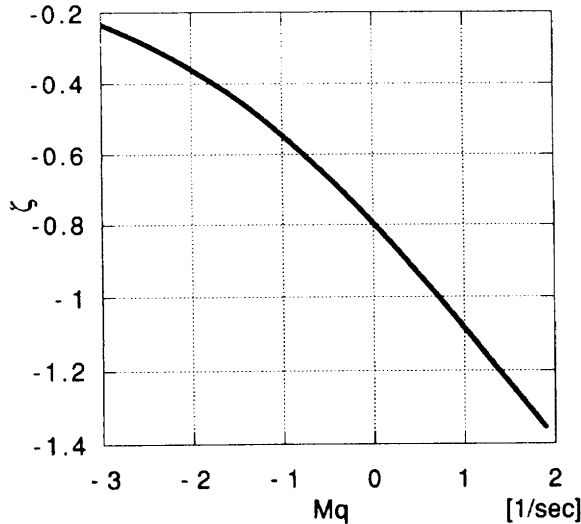


図2.4 縦揺れ減衰と2次近似時の減衰係数

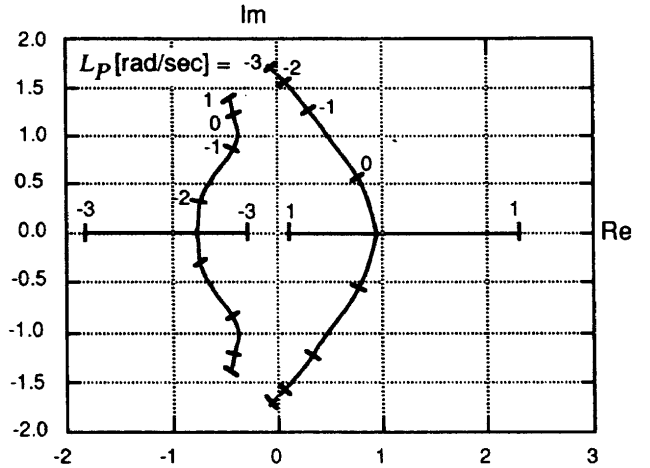


図2.5 L_p を変数としたロール姿勢角の根軌跡

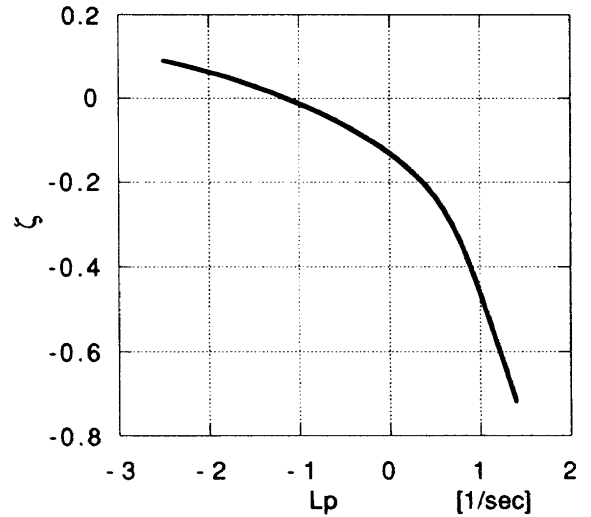


図2.6 横揺れ減衰と2次近似時の減衰係数

また、図2.6に示した2次近似においては、縦同様に、 ζ と L_p の関係を線形とみなすことができる。以上のことから、 M_q および L_p は機体の減衰特性を代表しているといえる。本稿では、便宜上、操縦限界を与える線形微係数をCritical Damping Coefficient (CDC)と呼ぶことにする。ここでは操縦限界を与える M_q を縦のCDC、同じく L_p を横のCDCとして定義する。

2.2 実験における視程の扱い

本来、視程は視認可能な対象物との直線距離で定義される。しかし、山や他機などの障害物を考慮に入れない場合の視程は「もや」による水平線のぼやけ具合、あるいは「もや」と地表との境界線の位置によって表現される。従って、この境界位置をパイロットからの視野角として考えれば、視程に関して高度の要素を省略することができる。そこで今回の実験では図2.7に示すように、地上がcaろうじて見える限界の視野角を視程のパラメータとした。以下では、これを限界視野角(Critical Angle of Line

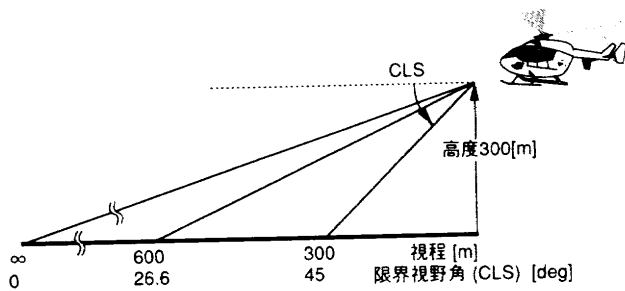


図2.7 限界視野角(CLS)[deg]

of Sight: CLS)と呼ぶことにする。CLSが90degで視程0m, 0degで視程無限大となる。

2.3 実験における視点移動記録の扱い

視点移動記録装置には左右の目の視点位置が時系列で記録される。今回の実験では、あらかじめ各パイロットの効き目を調査し、該当するほうの目のデータのみを用いた。また、各ケースの記録開始から終了までの視点位置について、それらの幾何学的な重心位置を求め、パイロットの注視点の指標とした。

また、装置の頭部のずれによると思われる誤差は最大約15degのケースがあり、記録開始時と終了時の誤差は10deg以上になると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5deg以下と考えられるもののみを対象として選んだ。

3. 実験方法

3.1 実験環境

(1) 実験日時

平成4年10月に、セットアップ確認のための予備実験を2回実施したのち、同年11月に本実験を5回実施した。予備実験および本実験は、1回につき2日間にわたって行われた。

(2) 実験場所

航空宇宙技術研究所制御部飛行シミュレーションセンター

(3) 参加パイロット

2回の予備実験に関しては、2名の同じパイロットが参加した。5回の本実験では、予備実験に参加した2名を含めて、1回に2名ずつ、合計10名が参加した。パイロットのヘリコプタの飛行経験は1000時間から3000時間であった。

3.2 実験装置の構成

(1) 飛行シミュレータ

基本的には前回の実験と同じセットアップ⁹⁾を用いた。前回からの主な変更点について述べる。

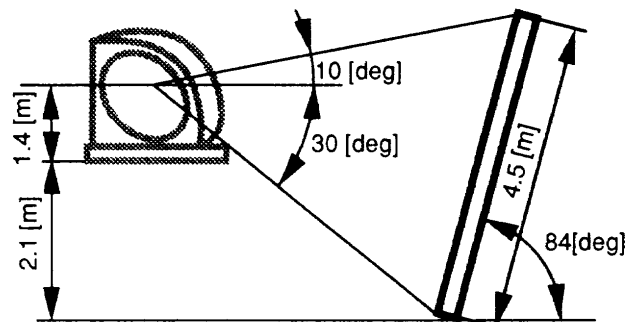
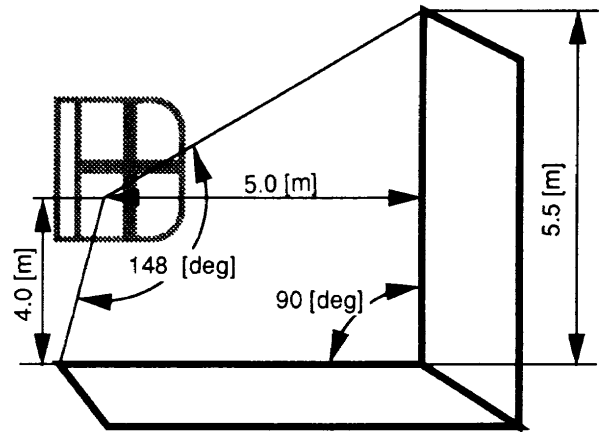


図3.1 コックピットとスクリーンの位置

(a) 飛行運動計算機

MV/20000(オムロンデータゼネラル製)から同社製MV/40000に更新された。

(b) 模擬操縦席

模擬操縦席は実験1については前回の実験で用いたヘリコプタ型のものを用いた。ただし、スクリーンとコックピットの位置関係は図3.1に示すように変更した。

(c) 数学モデル

前回の実験と同様にBo-105の速度35m/s水平飛行時の釣合点周りでのデータ¹⁰⁾に基づいた線形モデルを用いた。ただし、今回の実験では縦横のカップリング項を零としている。

(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。

3.3 実験手順

まず視程を6段階から7段階に変化させ、各視程ごとにシミュレータの数学モデルの縦揺れ減衰および横揺れ減衰をそれぞれ独立に変化させて操縦安定限界となる値を求めた。このとき、姿勢計および方位計は使用せず、外部視界のみによる飛行を原則とした。視程0のときのみ、これらの計器を用いた。なお、実験前に標準のモデルについて、3分程度の慣熟を行ったが、安定性の悪いモデルの制御に関しては練習効果が大きく影響する。そこで、例えばケースAの後でケースBを行い、Bの方がA

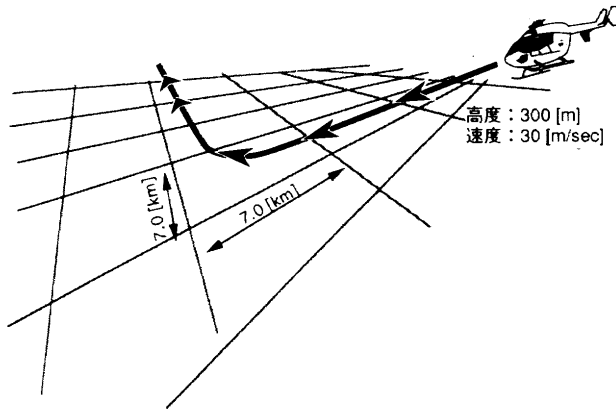


図3.2 飛行のタスク

よりも成績が良い場合には、その後で再びAを行って相対的關係を明らかにするという方法を用いた。

次いで標準の数学モデルのもとで視程を変化させ、視点移動を記録した。このときは、計器と外部視界の両方を使用可能とした。飛行のタスクは、35m/sの水平飛行から左90degの旋回を行い姿勢を安定させるものとし、速度および高度のトラッキングは課さなかった。これを図3.2に示す。ただし、数学モデルの模擬範囲を大きく外れるような場合は無効とした。

3.4 実験の制約事項

平成3年に行った前回の実験では、シミュレータおよびシミュレーションの手法について、いくつかの問題点が指摘された。今回、この中のソフトウェアによる部分については解決策を講じているが、主にハードウェアに関する部分は対処していない。したがって、主にシミュレータの模擬度について以下のような制約事項を持った実験となった。

- (1) 本シミュレータの視界模擬装置はテクスチャマッピング機能を有しておらず、特に低空飛行時の視界は現実感と高度感・速度感のための手がかりに乏しい。ただし、今回のような高い高度での実験では、大きな問題はないと考えられる。
- (2) モーション模擬を行っていない。このことが現実感の低下と、実機以上に視覚に頼るようになる結果を生じる可能性がある。
- (3) 実験では単純化された数学モデルと抽象化された模擬視界を用いている。また、微係数の値によっては、現実に運用されている機体とは大きく異なる機体特性となる場合もある。このような条件から、シミュレーションでは、十分な現実感覚を与えられなかった可能性がある。

4. 実験結果

取得したデータの一覧を表4.1に示す。また、視程と縦横のCDCの關係を図4.1および図4.2に示す。なお、図中には計器のみに頼って飛行をした場合のCDCを右端に併記した。

なお、機体が操縦不能となる状況は、次のようなものであった。

a. 縦の線形微係数を変化させた場合

(1) 縦の振動が大きくなる。この振動は視程が悪いほ

表4.1 取得データ一覧

パイロット	操縦限界取得のための試行数			視点移動記録取得数	
	縦	横	データ有効性		データ有効性
A	7	6	○	9	×
B	7	6	○	9	×
C	6	6	○	9	×
D	7	6	○	9	○
E	7	7	○	9	○
F	7	6	○	9	×
G	6	6	○	10	○
H	7	5	○	9	×
I	8	7	×	9	×
J	8	7	×	9	×

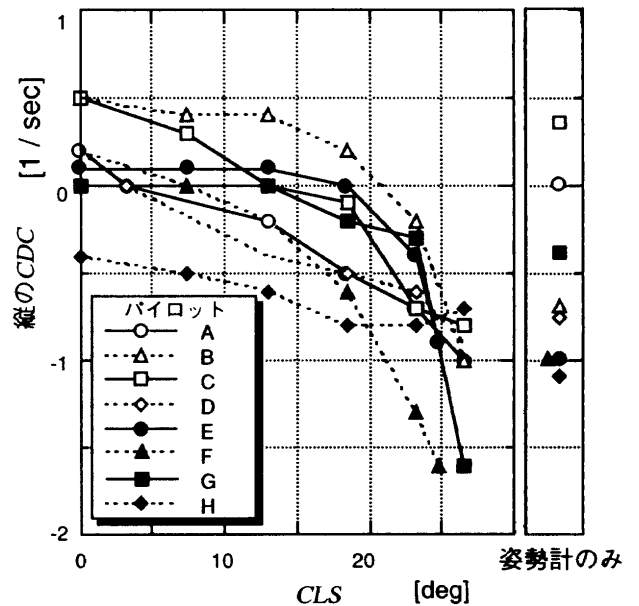


図4.1 視程(CLS)と縦揺れ減衰(CDC)

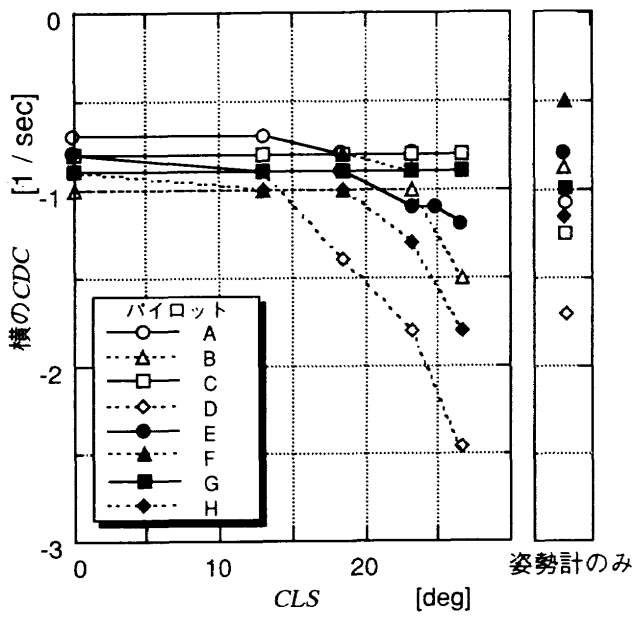


図4.2 視程(CLS)と横揺れ減衰(CDC)

ど大きい。

- (2) 縦の振動が横の振動に連成する。
- (3) 大きな機首上げを生じ、縦、横ともに姿勢の情報が失われる。
- (4) 急激な機首下げの操作からPIOに陥る。
- (5) 振動は縦、あるいは横に発散する。

b. 横の線形微係数を変化させた場合

- (1) 横の振動が大きくなる。この振動は視程が悪いほど大きい。
- (2) 横振動が縦の振動に連成する。
- (3) そのまま横に発散する。あるいは大きな機首上げを生じた後、姿勢の情報が失われ、横に発散する。

外部視界と計器の双方を用いて飛行を行った場合の視点移動記録の重心を図4.3から4.5に示す。ここでは、データのエラー等を考慮して、有効であると考えられるパイロット3人分のデータを示した。また、各パイロット

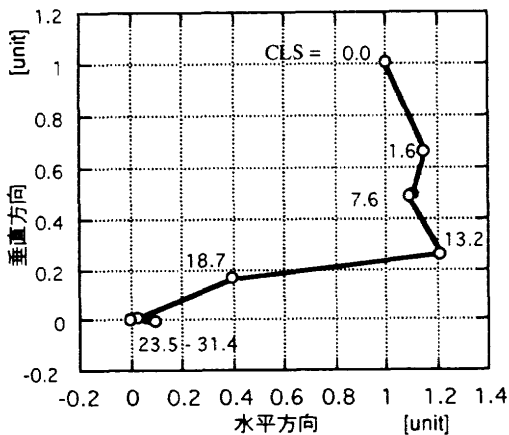


図4.3 視点重心の移動(パイロットC)

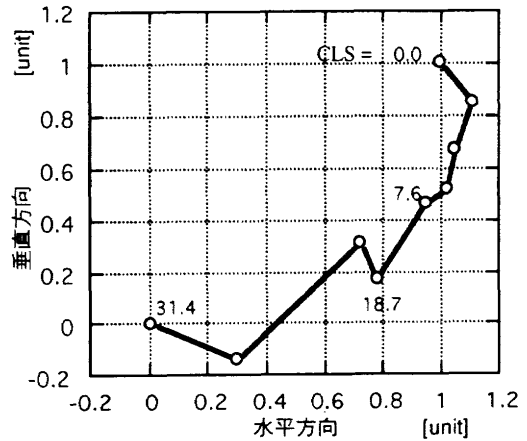


図4.4 視点重心の移動(パイロットD)

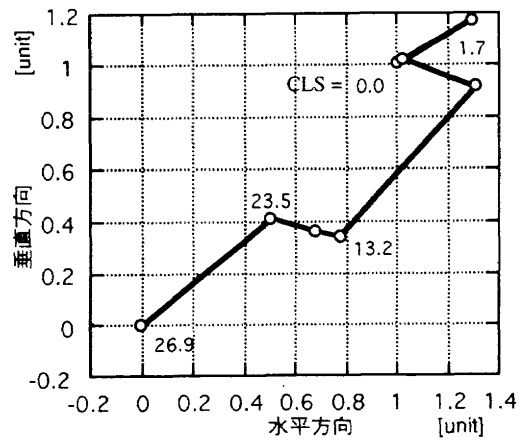


図4.5 視点重心の移動(パイロットG)

毎に縦と横の視点重心位置とCLSの関係を表したものをそれぞれ図4.6と4.7に示す。ただし、視点の移動は視程無限大時を1unit、視程0mの状態を0unitとして線形に無次元化している。すなわち、パイロットは視程無限大では正面のみを、視程0mでは計器盤のみを見ている

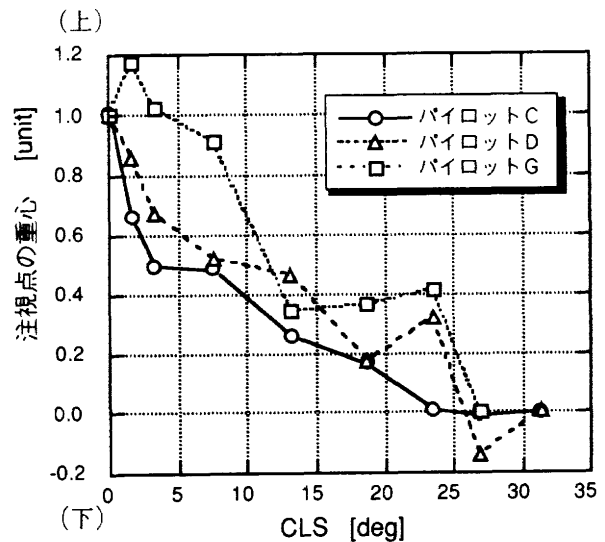


図4.6 視点の縦の重心とCLS

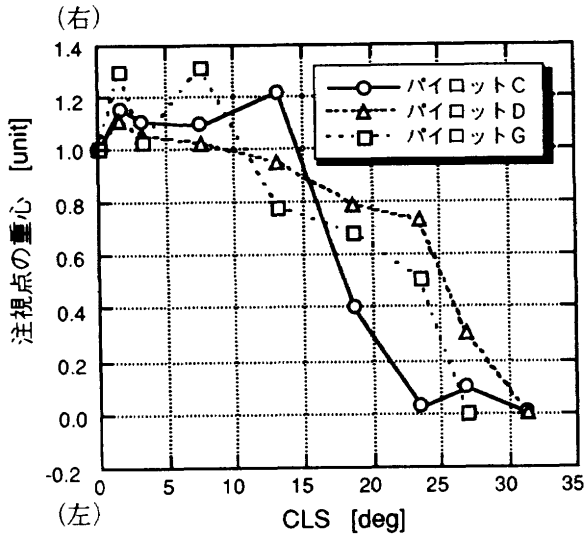


図4.7 注視点の縦の重心とCLS

と仮定すれば、1unitが正面を、0unitが計器盤の位置を示すことになる。

5. 結果の検討

5.1 視程の影響のモデル

実験時の状況と図4.1, 4.2から視程の変化が系の安定性に及ぼす影響について考える。縦と横をパラメータとした場合の両方に共通している状況として、視程が悪いほど姿勢角の振幅が大きくなることが認められた。これは、水平線が不鮮明になり姿勢の把握が難しくなるためであると考えられる。この現象は視程の変化に関して連続的であり、最も適当な仮定であると思われる。

ところで、横方向の微係数をパラメータとした場合は、縦に比べてCDCの変化が明確でない。ケースによっては、視程良好時の安定性が視程の悪化にかかわらず維持されている。これは、横の振動がある程度大きくなって、縦揺れの姿勢角が保持できれば常に地上が見えており、発散に至らないからであると考えられる。一方、縦の場合は視程不良で振動がある程度大きくなると、地上が見えなくなる時間が生じるため、これが発散につながると考えられる。

実験で示された状況では、上記の2種類の仮定、すなわち、(1)水平線の不鮮明と(2)地表視認不能時間の発生、の両方が並立していると考えられる。両者を分離し、定量化するためには、機体の運動を縦横に分離し、発散の方向についても限定しなくてはならない。しかし、本実験では、より現実に近い状態を簡明に定量化する観点から、人間オペレータの縦横のカップリングなども含めてCLSとCDCの関係に集約して捉えることにした。

実験結果である図4.1, 4.2をまとめると、例外を除き、概ね次の実験式がCLSとCDCの間に成り立つ。

$$\begin{aligned}
 CDC &= k(CLS - CLS_0) + CDC_0 \quad (CLS > CLS_0) \\
 &= CDC_0 \quad (CLS < CLS_0)
 \end{aligned}
 \tag{3}$$

ここに

$$k = -0.1 \text{ 1/s} \cdot \text{deg}$$

$$CLS_0 = 13\text{deg縦}$$

$$15\text{deg横}$$

$$CDC_0 = 0\text{rad/s縦}$$

$$-0.8\text{rad/s横}$$

ただし、図4.1, 4.2から分かるように、 CDC_0 には大きな個人差があることに注意を要する。

この実験式を太線で図4.1, 4.2に重ねたものを図5.1および5.2に示す。

5.2 規程と操縦安定の定量的関係

図4.1および4.2は、視程良好時のパフォーマンスを維持するために必要な機体の操縦安定性として考えることができる。5.1で示した式(3)を用いれば、たとえばCLSが25degの場合には機体側に縦揺れ姿勢角に関して1.21/rad、横揺れ姿勢角に関して1.01/radのダンピングを加えることで視程無限大時の安定性(CDC_0)が維持されることになる。この結果は視程不良時における安定性増大装置の有効性を示すものである。

安定性増大装置の有用性に関連して、有視界飛行での飛行範囲の拡大について論じる。現在の航空法規では、回転翼機の低高度・低速度時の有視界気象状態については視程に関する制限が設けられていない(航空法施行規則第5条.)。このことは回転翼機の運用を柔軟にする反面、事故が生じた場合などにパイロットの判断責任が大きくなることを意味する。そこで、視程不良時の安定性

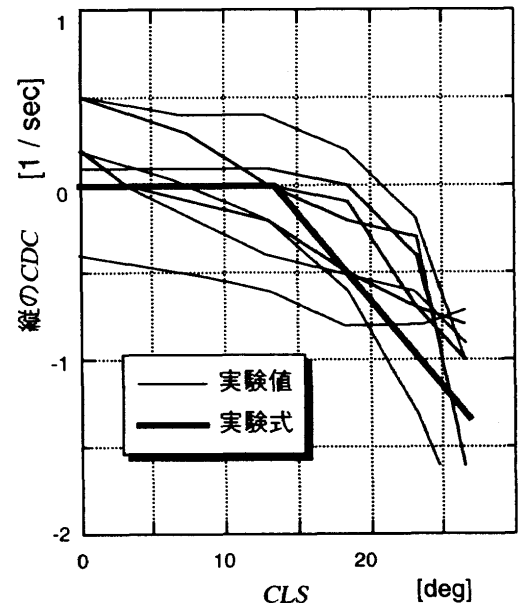


図5.1 視程と縦揺れ減衰の実験式

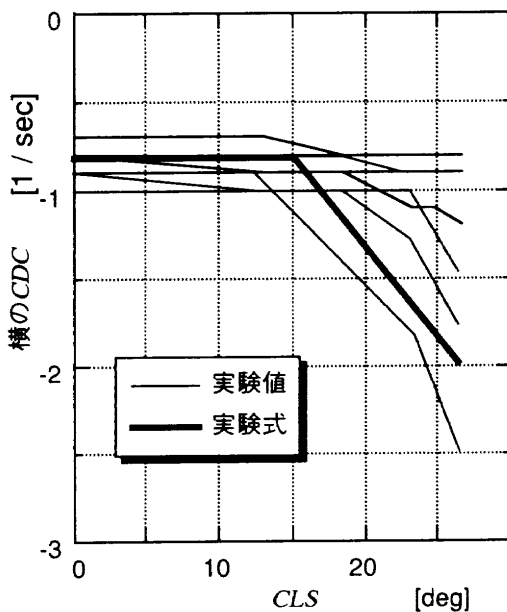


図5.2 視程と横揺れ減衰の実験式

増大装置の効果を実証することにより、運用可能範囲を明確化し、しかるべき装置を備えた機体の有視界飛行状態での運用範囲を拡大することが有効であるとえられる。

一方、安定性の増加は必然的に操縦性の低下をもたらす。良好な視程条件では十分な操縦性と安定性を持っていた機体を、不良視程条件のために操縦性を低下させることは非合理的である。また、小型の機体では安定性増大装置の搭載が物理的、経済的に困難である。これらのことから、安定性増大装置による視程の補償は、必ずしも全ての機種やミッションに有効かつ容易であるとは言えない点に注意を要する。

5.3 計器と外部視界

図4.3~4.7に示した図は外部視界の中での視覚情報取得位置の変化と外部視界から計器への注視点の移動の両方の要素を含んでいると考えられる。パイロットからの視野を模式的に図5.3に示す。今回のセットアップでは計器盤が左下にあり、下方視界としては中央下が有効である。このことから、視点の上下方向の移動は計器および外部視界の中での注視点の要素を含み、左右方向の移動は外部視界から計器への移動を示すとえられる。

図4.7によれば、およそCLSが20degまでは、左方向への注視点の移動が小さい。このことから、パイロットは視程がある程度悪化するまで外部視界に頼っていることがわかる。これは、図4.1におけるCDCの低下の傾向と一致しており、パイロットは、ほぼ適正な時期に安定性の低下を計器によって補償しようとしているといえる。ただし、図4.1および4.2によれば、計器に頼った場合のCDCには大きな個人差があり、結果として系が最適化さ

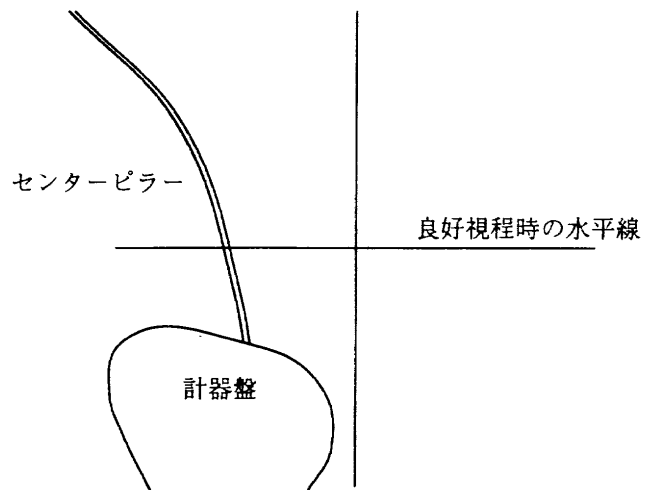


図5.3 パイロット視点からの視野

れていない場合がある。また、一般的に、このときのCDCは外部視界の場合と較べて低く、姿勢計は外部視界に比べて十分な情報を与えていないことがわかる。これは、計器の遅れや表示の大きさが小さいことによる視覚情報としてのゲインの不足などが考えられる。このことから、視程不良時の姿勢保持の観点からは、HDD型の計器に比べ、HUDあるいはHMDが有効であるといえる。

6. 結 言

本実験の結果は以下のようにまとめられる。

- (1) 線形のヘリコプタモデルを用いてシミュレーション実験を行い、操縦安定限界となる縦および横揺れ減衰に関する線形微係数と視程との関係を定量化した。
- (2) 視程の変化にともなう注視点位置の変化を記録し、それにとまなう系の安定性の低下に関連づけた。
- (3) これらの結果に基づき、視程変化と系の安定性の関係をモデル化した。

今回の実験により視程の悪化が定量化され、これに基づく考察によって、安定性増大装置とディスプレイの両方によって視程の悪化を補い得ることが示された。この二つの方法をどのように実際のヘリコプタに適用するかについては今後議論する必要がある。ひとつの考え方としては、小型の機体についてはディスプレイが有効であるというものがある。小型の機体には電力的、重量的に自動操縦装置を搭載することは難しい。一方で、ディスプレイやセンサに関しては、近年、飛躍的に技術が進歩しており、小型ヘリコプタの価格に比しても十分現実的なコストパフォーマンスを持つシステムを構築することが近い将来に可能になると思われる。今後の研究の方針としては、HMDなどのディスプレイ装置に着目し、民間航空機の低視程時の運航安全性と運用性の向上を目指した表示方式の開発を行ってゆきたいと考えている。また、

今回調べることができなかった、障害物の視認の遅れと回避の問題などについても研究を進め、上記の表示方式の開発に応用して行く予定である。

なお、末尾ではあるが(株)本田航空をはじめ、本実験の実施にあたってご協力、ご助言を頂いた各位に謝意を表す。

文 献

- 1) 山川, 他, : GPS/MAPシステムの開発, 第31回飛行機シンポジウム前刷り集, 1993.
- 2) Hoh, R. H.: Handling Qualities Criterion for Very Low Visibility Rotorcraft NOE Operations, AGARD CP-423, 1986.
- 3) Wright, R. H.: Imaging Probabilities, Geometry and Ergonomics in Limited Visibility Helicopter Operations, AGARD CP 258, 1979.
- 4) 科学技術庁研究開発局: ヘリコプターの運航安全に関する緊急研究報告書, 1991.
- 5) 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.
- 6) 船引他, ヘリコプタ操縦時の視覚情報取得方式に関する飛行シミュレーション実験・第1報, NAL-TM654, 1993.
- 7) Funabiki, K. et al.: A Simulator Study about Effects of Visibility upon Helicopter Pilot Performance, Proceedings of the 30th Aircraft Symposium, 1992.
- 8) Washizu, K., Miyajima, K.: Controllability Limit of a Human Pilot, AIAAJOURNAL Vol.3, No.5, 1965.
- 9) Watanabe, A. et al.: Functions of NAL Fixed Base Simulator for Helicopter Research, Proceedings of The 30th Aircraft Symposium, 1992.
- 10) Heffley, R. K. et al.: A Compilation and Analysis of Helicopter Handling Qualities Data Vol.1, NASA CR-3144, 1979.

航空宇宙技術研究所報告1272号

平成7年6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7-44-1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) 〒182
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段北1-7-8

Printed in Japan