論文 CONTRIBUTED PAPERS

ヒンジレス・ロータ・ヘリコプタに対する安定性及び操縦性増大装置に関する
フライト・シミュレータ実験について^{*1}

Flight Simulator Study of an Advanced Stability and Control Augmentation System for a Hingeless Rotor Helicopter

宮 嶋 克 行^{*2}
Katsuyuki MIYAJIMA

Key Words: Helicopters, Flight Simulator, Flying Qualities

Abstract

A stability and control augmentation system designed analytically in Reference (1) was evaluated on the NASA Ames Flight Simulator for Advanced Aircraft. Linear optimal control theory was applied to determine appropriate feedback gains for the stability augmentation system. A least square design method was then applied to determine partial crossfeed gains for the control augmentation system. The augmentation system thus designed was evaluated experimentally in the piloted simulation tests. Handling qualities of the augmented as well as the unaugmented helicopter were investigated in the following flight tasks involving both visual and instrument flights: NOE (nap-of-the-earth) maneuvers, VOR approaches and a set of basic maneuvers. Experimental data show that handling qualities of the augmented helicopter were substantially improved as compared with those of the basic helicopter.

δ_y : 縦サイクリックピッチ操舵量
 δ_z : ペダル操舵量
 θ : ピッチ角変化
 ϕ : ロール角変化

1. ま え が き

一般にヘリコプタは固定翼機に比べて飛行性が劣っているが、その理由としては固有の静安定や動安定のレベルの劣化が考えられる。さらにヘリコプタでは縦運動と横方向運動との間に望ましくない連成が発生する。従って、ヘリコプタに固定翼機と同等の飛行性を与えようとするならば何等かの安定性・操縦性増大装置 (SCAS) が必要になると考えられる。ヘリコプタの SCAS に関する理論解析についてはすでに参考文献 1) に詳細を報告してある。ここではこの解析の概要を示す。

理論解析では、まずパイロットの操縦負担を軽減しながらヘリコプタの機動性や運動性を高める SCAS の満たすべき性能基準を検討した。米軍の飛行性規準や発表されている各種論文を参考にして、10 項目の性能基準試案を考えた。また解析の対象として典型的なヒンジレス・ロータ・ヘリコプタを選んだ。

ヘリコプタの運動方程式としては縦横運動の連成した一般的な 6 自由度の線形方程式を用いた。

$$dX/dt = F \cdot X + G \cdot U$$

$$X = (u, w, q, \theta, v, p, \phi, r)^T$$

$$U = (\delta_c, \delta_y, \delta_x, \delta_z)^T$$

ここで X は状態変数、 U は操舵量、 F と G は係数行列であり、肩字 T は転置行列を表す。安定性増大装置 (SAS) のフィードバック・ゲインの解析は線形最適制御理論によった。しかしながら、このように

記 号

- B: 基本ヘリコプタ
- PS: 安定性増大装置を装備した場合
- PSC: 安定性・操縦性増大装置を装備した場合
- u : 前進速度
- v : 側進速度
- w : 垂直速度
- p : ロール角速度
- q : ピッチ角速度
- r : ヨー角速度
- δ_c : コレクティブピッチ操舵量
- δ_x : 横サイクリックピッチ操舵量

^{*1} 平成 6 年 10 月、第 32 回飛行機シンポジウムにて発表。平成 7 年 10 月 17 日原稿受理

^{*2} 東京都立科学技術大学

して求めた SAS はヘリコプタに対して最良のシステムであるかもしれないが、全ての状態量のフィードバックが必要になるので、このシステムを実現するのは困難であろう。全ての状態量を十分な精度で検出しようとする、非常に高価で複雑なシステムになると思われる。このシステムを実現するには部分的な状態量のフィードバックが望ましいであろう。従って、解析は部分的な状態量のフィードバックを行う次のようなシステムの評価に重点を置いた。基本的センサとしてジャイロ装置を考えた。

$$U = \begin{bmatrix} - & \chi & \chi & - & - & - \\ - & \chi & \chi & - & - & - \\ - & - & - & - & \chi & \chi \\ - & - & - & - & - & \chi \end{bmatrix} X$$

ここで χ はその成分をフィードバックすることを示す。

しかしながら、このような SAS だけではヘリコプタの操舵応答特性は固定翼機並みには改良されない。縦運動と横方向運動との間の望ましくない連成応答を取り去ることが出来ず、性能基準試案を満たしてはいない。ヘリコプタの応答を非連成にするには操縦性増大装置（CAS）が必要である。CAS のクロスフィード・ゲインの解析は最小自乗法によった。性能基準試案にしたがい望ましい操舵感度を検討し、応答の初期加速度の誤差の自乗の和を最小にするようにクロスフィード・ゲインの値を求めた。さらにシステムを簡単にするために次のような部分的なクロスフィードを考えた。

$$U = \begin{bmatrix} \chi & - & - & - \\ \chi & \chi & \chi & \chi \\ - & \chi & \chi & \chi \\ \chi & \chi & - & \chi \end{bmatrix} U_{\text{パイロット}}$$

ここで χ はその成分をクロスフィードすることを示す。

このようにして解析した SCAS は性能基準試案の全ての項目を満たすことが出来た。

この報告は上記安定性・操縦性増大装置¹⁾に関する可動座席フライトシミュレータによるパイロット評価の実験結果をまとめたものである。

2. フライト・シミュレータ

今回の実験で用いたフライト・シミュレータは米国 NASA Ames 研究所にある大型フライト・シミュレータ FSAA²⁾である。FSAA は 6 自由度可動座席フライト・シミュレータであり、横方向に約 30 m（100 フィート）の運動が可能である。第 1 図にその写真を示す。外部視界はテレビカメラ方式を採用し、パイロ

第 1 図 大型フライト・シミュレータ FSAA

第 2 図 FSAA 計器板

第 1 表 操縦装置特性

Control axes	Travel (in)	Breakout force (lb)	Force gradient (lb/in)
Longitudinal cyclic	13.17	1.5	1.0
Lateral cyclic	8.65	0.75	1.0
Collective	9.00	0	Adjustable
Pedals	4.88	0	0

Note : 1 in = 2.54 cm, 1 foot = 0.3048 m,
1 mile = 1.6093 km, 1 knot = 1.852 km/h,
1 lb = 0.4536 kg

ットはコリメーティング・レンズをはめ込んだ窓をとおしてカラー画像を無限遠方に見ることが出来る。視界の大きさは垂直方向に 37 度、水平方向に 48 度である。飛行計器としては基本計器（高度計、昇降計、姿勢指示計、速度計、エンジントルク計、旋回計等）の

他に計器飛行用の水平位置指示器が装備されている。第2図に計器板を示す。操縦装置はサイクリック・ステック、コレクティブ・ステックおよびペダルであり、ヘリコプタに一般に用いられている装置である。第1表にその特性を示す。

ヘリコプタの運動をあらわす数学的モデルは ARM-COP モデル^{3,4)}である。このモデルは Ames 研究所において開発された非線形の 9 自由度モデルであり、機体の 6 自由度とロータ回転面の 3 自由度を含んだものである。

3. 実験内容

実験を行った機体形態は次に示す 3 通りである。

- (a) 基本ヘリコプタ
- (b) 安定性増大装置を装備した場合
- (c) 安定性・操縦性増大装置を装備した場合

なお安定性または操縦性増大装置のフィードバック・ゲインとクロスフィード・ゲインはヘリコプタの前進速度の関数として設定されており、大気状態は無風である。

上記の機体形態に関する操縦特性の評価は FSAA で利用可能な地形モデル VFA-02²⁾を用いて行った。この VFA-02 地形モデルは二つの異なった地形モデルから成り立っている。一つはカリフォルニアの丘を模擬し、他は STOL 空港を模擬している。丘モデルの縮尺は 1/400 であり、ヘリコプタの低空での運用を研究するのに適している。STOL 空港モデルの縮尺は 1/600 であり、ヘリコプタのアプローチと着陸の研究に適している。シミュレートされた飛行状態は次の 3 通りである。

3.1 NOE マヌーバ この試験では丘モデルの直線コースを利用した。このコースはヘリコプタの縦および横方向のマヌーバ研究用に設計されており、12 個の障害物と 10 本の木が設置されている。障害物は高さが 10 m (33 フィート) あり、最小 142 m (466 フィート) から最大 284 m (933 フィート) までの不規則間隔で置かれている。木の高さは約 15 m (50 フィート) で、障害物の中心線上にある。このコースによりヘリコプタの飛行特性をより現実的に評価することが可能である。このコースの写真を第3図に示す³⁾。

ヘリコプタの初期飛行条件は、速度 185 km/h (100 ノット)、対地高度 152 m (500 フィート) で最初の障害物の前方 0.90 km (0.56 マイル) の地点をトリム飛行中である。パイロットは次のようなマヌーバを行う。

- (1) ダイブ飛行に入り減速し、最初の障害物を速

第3図 NOE 直線コース

第4図 VOR アプローチ・コース

度 111 km/h (60 ノット) 以下で出来るだけ低空で通過する。

(2) その後の木や障害物に出来るだけ接近し高速で飛行する。その際木を左右のバンクで交互に避け、障害物間では出来るだけ地面に近づく。

3.2 VOR アプローチ この試験では STOL 空港モデルの VOR アプローチ・コースを利用した。このコースの写真を第4図に示す。VOR ステーションは滑走路の前方約 3.90 km (2.42 マイル) に位置している。

ヘリコプタの初期飛行条件は、速度 111 km/h (60

第5図 VOR アプローチ・パターン

ノット), 対地高度 488 m (1600 フィート) で VOR ステーションの前方約 2.29 km (1.42 マイル) およびラジオビーコンの左側約 0.50 km (0.31 マイル) の地点をトリム飛行中である。パイロットは次のようなマヌーバを行う。

(1) 30 度の進入角でコースに乗り VOR ステーション上を通過する。

(2) 降下率 305 m/min (1000 フィート/分) で対地高度 183 m (600 フィート) まで降下し滑走路にアプローチする。

(3) ミスアプローチを仮定し上昇率 305 m/min (1000 フィート/分) で元の高度に戻り, 再びラジオビーコンをとらえる。

第5図にこの飛行パターンの概略を示す。この飛行中パイロットは速度 111 km/h (60 ノット) を維持し, 気象条件は VMC あるいは IMC である。

3.3 基本マヌーバ 計器飛行での基本マヌーバとして次のような試験を実施した。なおこの試験では外

部視界はパイロットに与えられていないので, 地形モデルは利用していない。

ヘリコプタの初期飛行条件は, 速度 185 km/h (100 ノット), 対地高度 488 m (1600 フィート) でトリム飛行中である。

3.3.1 速度変化 飛行速度を 222 km/h (120 ノット) に増速しトリム飛行の後, 148 km/h (80 ノット) に減速し再びトリム飛行を行う。ついで元の 185 km/h (100 ノット) に戻る。高度および飛行方向は元のまま維持する。

3.3.2 高度変化 降下率 152 m/min (500 フィート/分) で 1 分間降下し, 水平トリム飛行を行う。その後上昇率 152 m/min (500 フィート/分) で元の高度に戻る。速度および飛行方向は元のまま維持する。

3.3.3 旋回 旋回率 3 度/秒で左右に 90 度旋回を行う。速度および高度は元のまま維持する。

4. 実験データの取得

この実験に参加したパイロットは 3 名である。いずれも NASA のテストパイロットであり, ヘリコプタ, V/STOL 機および固定翼機に関するフライト・シミュレータ実験の経験は豊富である。各パイロットが慣熟飛行の後, 次のような 3 種類のデータを取得した。

(1) パイロット・レイティング

パイロットは各試験後直ちに Cooper-Harper Rating⁵⁾ を評価する。

(2) パイロット・コメント

パイロット・レイティングを解明するために飛行性に関してコメントを述べる。

第2表 パイロット・レイティング一覧表

Task		Pilots	With a partial SCAS	With a partial SAS	Basic helicopter
NOE maneuver		A	3.0-3.5, 3.5	3.0-3.5, 3.0-3.5	6.0-6.5, 6.0-6.5
			3.0-3.5, 3.0-3.5	3.0-3.5, 3.0-3.5	6.0-6.5, 6.0-6.5
		B	3.0, 2.5, 2.5	3.0, 3.0, 3.0	5.0, 5.0, 5.0
VOR approach	VMC	A	3.0	4.5	5.0-5.5
		C	3.0	3.0-3.5	4.0-5.0
	IMC	A	4.0	4.5-5.0	6.0-6.5, 6.0-6.5
		C	4.0, 4.0	4.5, 4.5	6.0, 6.0
Basic maneuvers	Velocity change	A	4.0	4.5-5.0	7.0
		C	3.0	4.0	8.0, 8.0
	Altitude change	A	4.5	3.5-4.0	7.0
		C	3.0	4.0	7.0
	S-Turn	A	4.0	3.0	6.0-6.5
		C	3.0	3.0	6.0

(3) タイムヒストリ
パイロットの操舵およびヘリコプタの応答のタイムヒストリを磁気テープに記録する。

5. 実験結果

この実験で得られたパイロット・レイティングとコメントを第2表および第3表に示す。第2表よりパイ

ロット・レイティングは評価パイロットやマヌーバの種類によって若干変化するが、一般に安定性増大装置(SAS)あるいは安定性・操縦性増大装置(SCAS)を装備した場合にはヘリコプタの飛行性は基本ヘリコプタのそれに比べて実質的に向上していることが明らかである。またSCASを装備した場合にはパイロット・レイティングはSASを装備した場合に比べて、

第3表 パイロット・コメント一覧表

(a) NOE マヌーバ

Task	With a partial SCAS	With a partial SAS	Basic helicopter
NOE maneuver	No coupling from collective, but a little amount of pitching moment due to collective is desirable. Minimum workload. Pleasant to fly.	Collective to yaw coupling is very slight. Lots of confidence to go lower and faster. No tendency to overcontrol directionally. Lower workload.	Collective to yaw coupling is severe. Collective to pitch coupling is moderate. Directionally overcontrol on descent. Very high workload.

(b) VOR アプローチ

Task		With a partial SCAS	With a partial SAS	Basic helicopter
VOR approach	VMC	Very little collective coupling. Not too bad for precise VFR flying. Better than SAS ON because of the absence of collective coupling.	Yaw damping looks good. Speed control problem in missed approach.	Yaw oscillation because of low yaw damping. Speed control is terrible. High workload due to coupling.
	IMC	Very little disturbance in speed in transition. Need more yaw decoupling. Negative static stability & not symmetrical decoupling from collective.	Workload is a little higher and performance is a little poor than VMC. Couplings from collective into pitch, roll and yaw are problems.	Too much workload. Highly coupled, bad for IFR.

(c) 基本マヌーバ

Task		With a partial SCAS	With a partial SAS	Basic helicopter
Basic maneuvers	Velocity change	Negative static stability for larger deviations from trim airspeed. Moderate pilot workload to trim.	Little overcontrol in pitch. Difficult task without more decoupling.	The task is not done adequately. Some PIO tendency. Overcontrol in pitch. Very poor performance and high pilot workload.
	Altitude change	Precision a little off. Not better than the velocity control.	Minor corrections with collective are causing aircraft to bobble around. Overall workload is less than the velocity change workload.	Easier than velocity change. Oscillatory. Overcontrol tendency. Loose directionally. Basically called "SQUIRRELLY."
	S-Turn	Altitude, rate of climb and airspeed controls are not very precise.	Minimum collective activity. Looks real good.	Much easier since no collective input. A lack of precision in bank angle control. Overcontrol in pitch.

第6図 NOE マヌーバにおける飛行高度と速度の例（パイロット A）

基本マヌーバの高度変化と旋回を除き、等しいか良くなっている。さらに SAS を装備した場合でも、例えば NOE マヌーバや旋回のように、すでに飛行性はレベル 1 の範囲に入っており、SAS だけで飛行性の改良に十分であるとも考えられる。

第 3 表(a), (b) および (c) にそれぞれ NOE マヌーバ, VOR アプローチおよび基本マヌーバに対するパイロット・コメントをまとめてある。3 通りの機体形態に対するパイロット・コメントは試験内容により少し異なっている。しかし基本ヘリコプタの飛行性に関するどのような欠点が改良され、またどのような欠点が将来の問題として残されているかについての良い洞察を得ることが出来る。

以上の考察を明らかにするためにパイロットの操舵およびヘリコプタの応答のタイムヒストリを解析した結果を以下に示す。

5.1 NOE マヌーバ NOE マヌーバにおける飛行高度と速度のタイムヒストリの一例を第 6 図に示す。この図において横軸は直線コースにそって計った距離を、縦軸は飛行高度と速度をそれぞれ示している。3 種類の機体形態、即ち SCAS を装備した場合、SAS を装備した場合および基本ヘリコプタについて左から右に順に示してある。なおこの報告書では、以下これらの機体形態をそれぞれ記号 PSC, PS および B によって表すことにする。図中の記号 F は最初の障害物の位置をあらわしている。この図より、ヘリコプタの飛行経路はこれらの増大装置によってほとんど影響を受けないことが判る。第 7 図(a)および(b)は、NOE コースにおける平均飛行速度と平均飛行高度の最大値と最小値をそれぞれ示した図である。これ

らの図から増大装置によって前進速度の制御は容易になるとの考察が得られる。SAS を装備した場合には基本ヘリコプタに比べてパイロットはこの NOE コースをより早く飛行することが出来、また SCAS を装備した場合にはさらに高速で飛行することが出来るようになった。平均飛行高度はほとんど同じであったが、SCAS を装備した場合には少し変動があった。

パイロットのコレクティブ・ピッチ操舵による機体のピッチおよびヨー運動の連成は降下飛行中に強く現れた。これは降下飛行中はパイロットのコレクティブ・ピッチ操舵量が大きいためと考えられる。第 8 図に降下飛行中のパイロット操舵量の標準偏差の最大値と最小値を示す。パイロット操舵量の標準偏差は SAS を装備した場合には基本ヘリコプタの場合とほとんど同じであった。しかし SCAS を装備した場合には、パイロットの縦サイクリック操舵量およびベダル操舵量の標準偏差はかなり小さくなった。これらの解析により、パイロットのコレクティブ・ピッチ操舵による機体の連成応答は SAS によっては小さくならなかったが、SCAS によって非常に小さくなったことが明らかである。さらにパイロットのコレクティブ・ピッチ操舵による機体のピッチおよびヨー運動の連成が小さくなれば、パイロットのワークロードも少なくなると考えられる。

5.2 VOR アプローチ VOR アプローチにおける飛行経路のタイムヒストリの一例を第 9 図に示す。この図において縦距離、横距離および飛行高度はそれぞれ地球軸で示してある。3 種類の機体形態、即ち基本ヘリコプタ、SAS を装備した場合および SCAS を装備した場合についての飛行経路を上から下に順に示

す。図中の記号 V は VOR ステーションの位置をあらわしている。この図より、ヘリコプタの飛行経路はこれらの増大装置によってほとんど影響を受けないことが判る。

第10図は VOR アプローチにおける飛行速度のタイムヒストリの一例を示す。横軸は第9図と同じである。この図より、速度制御は SAS を装備した場合の方が基本ヘリコプタあるいは SCAS を装備した場合よりも容易のように思われる。しかしながら、SAS を装備した場合でもミスアプローチでの速度制御は非常に難しそうである。第11図(a), (b)に飛行速度の平均値と標準偏差を示してあるが、同じような結果が得られている。第3.2節で説明したように VOR アプローチは3種類の飛行区分、即ち水平飛行、降下飛行およびミスアプローチから成り立っている。各飛行区分での平均値と標準偏差を比較してみると、SAS を装備した場合にはこれらの値は基本ヘリコプタの場合とほとんど等しいか少し小さくなっている。SCAS を装備した場合にはミスアプローチで平均飛行速度は大きくなっているが、標準偏差も大きくなっている。

第12図は VOR アプローチにおける上昇率のタイムヒストリの一例を示す。横軸は第9図と同じであ

る。この図より、上昇率の制御は増大装置の影響を受けていることが判る。この主な理由としては、増大装置によるヘリコプタの安定性の増加とコレクティブ・ピッチ操舵に対する応答の非連成の効果が考えられる。降下飛行中のコレクティブ・ピッチ操舵に対するヨー角速度およびピッチ角速度に対する応答の非連成度をあらわすものとして、それぞれの標準偏差を解析した結果を第13図に示してある。増大装置を装備した場合には、ヨー角速度の標準偏差は基本ヘリコプタの場合よりもかなり小さくなっている。SAS を装備した場合のヨー角速度の標準偏差の減少は主にヨーダンピングの増大によるものである。

5.3 基本マヌーバ 計器飛行での基本マヌーバとして次のような3種類のマヌーバに関し操縦特性を評価した。

(a) 飛行速度の平均値 (b) 飛行高度の平均値
第7図 NOE 直線コースでのデータ (パイロット B)

第9図 VOR アプローチにおける飛行経路の例 (IMC, パイロット C)

第8図 NOE 降下飛行におけるパイロット操舵量の標準偏差 (パイロット B)

第10図 VORアプローチにおける飛行速度の例（IMC、パイロットC）

第12図 VORアプローチにおける上昇率の例（IMC、パイロットC）

第13図 VORアプローチ降下飛行におけるピッチ角速度とヨー角速度の標準偏差（パイロットA）

第11図 VORアプローチでの飛行速度（パイロットA）

5.3.1 速度変化 飛行速度変化のタイムヒストリ
の一例を第14図に示す。この図において横軸は地球
軸で計った縦距離を、縦軸は飛行速度を示している。
基本ヘリコプタではパイロットによる自励振動の傾向
が現れており、マヌーバを十分には遂行できなかつ

第14図 基本マヌーバにおける飛行速度変化の例（パイロットA）

た。しかしながら、増大装置を装備した場合にはパイロットはこのマヌーバを遂行することが出来た。また、飛行速度を制御するにはSCASの方がSASよりも望ましいようである。第15図(a)および(b)は、このマヌーバにおける飛行高度とヨー角速度の標準偏差を解析したものである。増大装置を装備した場合には基本ヘリコプタの場合よりも、飛行高度と飛行方向をより正確に維持することが出来ると考えられる。

5.3.2 高度変化 飛行高度変化のタイムヒストリの一例を第16図に示す。この図において横軸は地球軸で計った縦距離である。基本ヘリコプタまたはSASを装備した場合には、飛行高度に小さな振動が現れているが、SCASを装備した場合にはほとんど現れてはいない。このことより飛行高度を制御するには、SCASの方がSASよりも望ましいと考えられる。しかしながら、第17図(a)および(b)に示すように、飛行速度とヨー角速度の標準偏差は増大装置を装備しても基本ヘリコプタの場合と比べてあまり小さ

くはない。

5.3.3 旋回 飛行経路とヨー角速度の変化のタイムヒストリの一例を第18図に示す。この図においても地球軸で計った縦距離と横距離で飛行経路を、またヨー角速度はこの縦距離に対して示してある。この図より増大装置を装備した場合、飛行経路はほとんど変わらないが、基本ヘリコプタでみられるヨー角速度の大きな振動が減少し、旋回が非常に容易になると思われる。第19図(a)および(b)に旋回中の飛行速度と飛行高度の標準偏差を示してあるが、SCASを装備した場合にはSASを装備した場合よりもこれらの値は大きくなっている。この結果より、旋回中の飛行速度と飛行高度を正確に制御するにはSASの方がSCASよりも優れていると思われる。

6. 考 察

実験結果に対するこれまでの検討より、SCASはパイロットの操縦負担を軽減しながらヘリコプタの機動性や運動性を高めるのに非常に効果があることが判った。しかしながら、今回の実験によりパイロットから次の二つの機能を将来改良するようにとの提言があっ

(a) 飛行高度の標準偏差 (b) ヨー角速度の標準偏差

第15図 基本マヌーバ飛行速度変化でのデータ

第16図 基本マヌーバにおける飛行高度変化の例 (パイロットC)

(a) 飛行速度の標準偏差 (b) ヨー角速度の標準偏差

第17図 基本マヌーバ飛行高度変化でのデータ

第18図 基本マヌーバにおける旋回の例 (パイロットC)

(a) 飛行速度の標準偏差 (b) 飛行高度の標準偏差

第 19 図 基本マヌーバ旋回でのデータ

た。一つは負の縦静安定による不十分な速度制御特性であり、他はコレクティブ・ピッチ操舵によるヨー方向への連成応答の非対称性である。CAS が関係していると思われる。

第 1 章で説明したように、CAS のクロスフィード・ゲインは応答の初期加速度の誤差の自乗の和を最小にするように求めた。ヘリコプタの定常応答あるいは縦静安定に関する検討が今後必要であろう。しかしながら、この試験では次のようなパイロット・コメントに示されるように負の縦静安定は厳しいものではなかった。

「SCAS を装備した場合には負の縦静安定特性が見られるが、発散の度合は非常にゆっくりであり実用上は問題にはならない。トリム近辺では中立であり、トリム速度から大きく離れた時にはゆっくりと発散する。」

連成応答の非対称性はコレクティブ・ピッチ操舵を大きく上下に動かした時に現れた。クロスフィード・ゲインの解析ではヘリコプタの運動は線形微小擾乱方程式を用い、機体応答はパイロット操舵に対し対称であると仮定した。しかしながら、今回のシミュレーション実験では非線形の ARMCOP モデルを用いており、コレクティブ・ピッチ操舵を大きく上下に動かした時にはヘリコプタの応答は非対称になる。今後の研究課題である。

7. 結 論

ヒンジレス・ロータ・ヘリコプタに対する安定性・

操縦性増大装置¹⁾に関し、可動座席フライトシミュレータによるパイロット評価の実験を行った。操縦特性を評価した飛行状態は、NOE マヌーバ、VOR アプローチおよび基本マヌーバの 3 種類である。パイロット・レーティング、パイロット・コメント、パイロット操舵量およびヘリコプタの性能データを取得した。

この実験により次のような結論が得られた。

(1) 安定性・操縦性増大装置を装備した場合、ヘリコプタの操縦特性は基本ヘリコプタと比べ大いに改良され、パイロットの操縦負担も非常に軽減された。

(2) 安定性・操縦性増大装置の方が安定性増大装置よりも効果があった。しかしながら、解析したヘリコプタの場合にはマヌーバの種類によっては安定性増大装置だけで十分であったと思われる。

(3) 安定性・操縦性増大装置の性能を向上させるためには、負の縦静安定とコレクティブ・ピッチ操舵によるヨー方向への連成応答の非対称性に関し今後の研究が必要であろう。

本研究を行うにあたり、米国 NASA Ames 研究所のご支援を頂きました。特にフライト・シミュレーション施設の運用の際には Dr. R. T. N. Chen および多くの人々からご援助を頂きました。ここに厚く感謝申し上げます。

参 考 文 献

- 1) Miyajima, K.: Analytical Design of a High Performance Stability and Control Augmentation System for a Hingeless Rotor Helicopter, J. Am. Helicopter Soc., **24**, 4 (1979), pp. 29-36.
- 2) Sinacori, J. B., Stapleford, R. L., Jewell, W. F. and Lehman, J. M.: Researcher's Guide to the NASA Ames Flight Simulator for Advanced Aircraft (FSAA), NASA CR-2875, 1977.
- 3) Chen, R. T. N., Talbot, P. D., Gerdes, R. M. and Dugan, D. C.: A Piloted Simulator Investigation of Augmentation Systems to Improve Helicopter Nap-of-the-Earth Handling Qualities, Paper presented at 34th AHS Annual National Forum, 1978.
- 4) Chen, R. T. N.: A Simplified Rotor System Mathematical Model for Piloted Flight Dynamics Simulation, NASA TM in preparation.
- 5) Cooper, G. E. and Harper, R. P., Jr.: The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities, NASA TND-5153, 1969.