

ヘリコプタ模型による半自由飛行実験

—ホバ点まわりの運動—

古茂田真幸*・岡 遠一**・高沢金吾**
東 昭・井内松三郎

まえがき

走行実験装置を用いて行なう自由飛行実験***は、VTOL 機等の低速あるいは遷移時における飛行・空気力学特性を調べるのに適している。解析と実機飛行試験とをつなぐという意味では風洞試験と同等であるが後者と比較していくつかの特徴を有する[1]。動力学が近似なしに含まれうるといふ点では一種のアナログシミュレーションとみなすこともできる。

本報告は、ヘリコプタの離着陸遷移飛行や計器進入状態等の模擬を行なうための第1段階として、ヘリコプタ模型を用いて行なったホバリング周りの半自由飛行実験に関するものである。前進飛行の模擬を行なうには、それに応わしい安定性が必要であって、その安定性を可変にするという意味からも人工的安定増大装置によることが望ましい。今回の実験は、安定増大装置の設計に必要な空力特性を確認することを目的としている。走行実験設備の一部である自動追尾装置[2]と模型とを組合わせて行なう実験としては最初の経験であることから、実験装置および実験方法について検討することも目的の一部になっている。

1. 実験装置および模型

模型を自動追尾装置に取付けた状態を図1に、またホバリング中の模型を図2に示す。図1において、模型は縦揺軸で自由に支持され、モータ・リリース式のクランプおよび過度の縦揺角を制限するための弾性的ストップによって前後スライダ上端に保持される。このストップを調節し、縦揺姿勢角に比例した静的復元モーメントを作ることができる。前後スライダ下端は上下スライダ上端に対して摩擦の小さな状態で支持され、前後方向のみの自由度を有する。この相対的な変位が前後方向の誤差信号を作る。上下スライダは、ブーム式追尾装置に組みつけられた平行四辺形の一辺を形成する垂直部に対して上下方向のみに動き、上下方向誤差信号を作る。上下、前後の追尾は上記各誤差信号を0にするような油圧制御によって行なわれる。その追尾速度は模型の運動速度にくらべて十分速い。本実験を通じて走行台車は走行軌道上に静止させておいた。

* 協同研究員

** 航空宇宙技術研究所，飛行実験部

*** 本報告では横の運動は自由飛行追尾装置によって束縛し、縦の3自由度のみに注目するので、“半自由飛行”と呼ぶ。

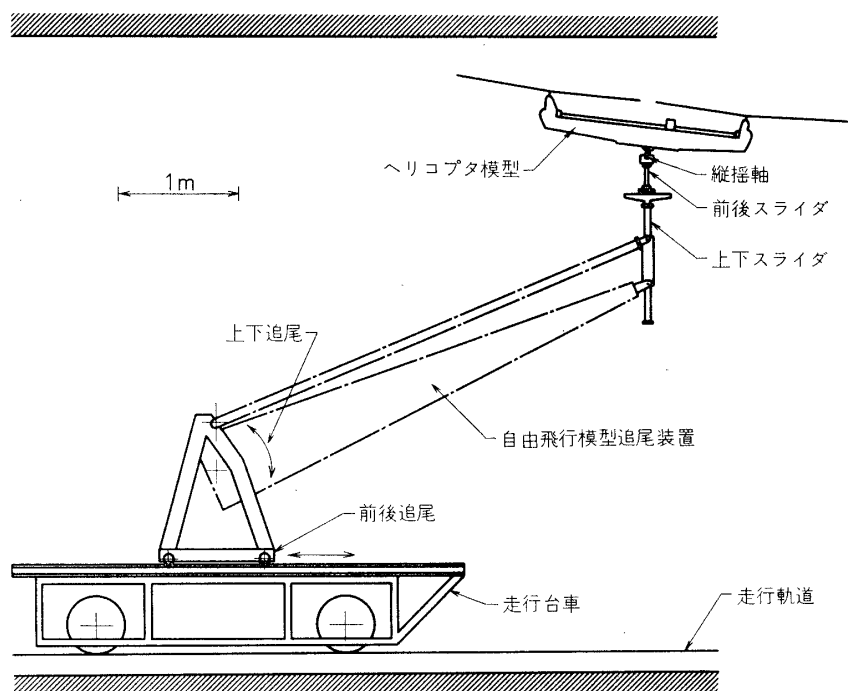


図 1 模型と追尾装置

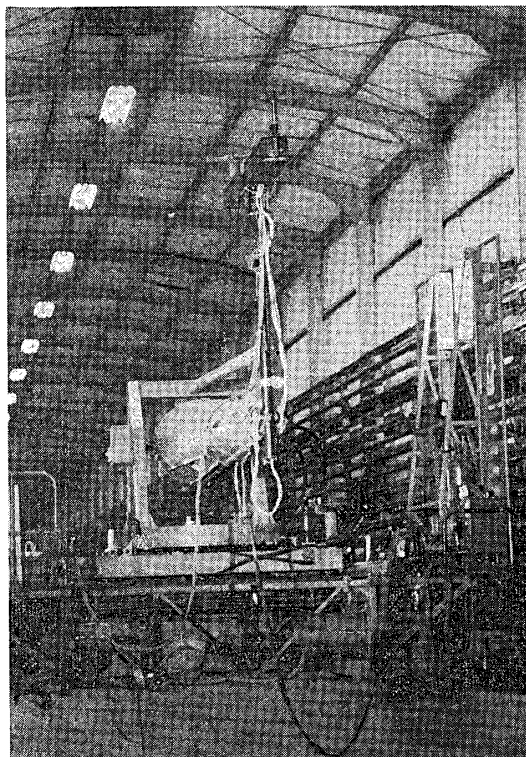


図 2 ホバリング中の模型

表 1 ロータ諸元

形 式	タンデム, フラッピング・ヒンジ付, オフセット $e/R=0.0825$, 3ブレード×2
ブ レ ード	断面 NACA0012
半 径	0.8 m
ソリディティ比	0.1
軸 間 距 離	1.7 m
慣 性 能 率	フラッピング軸まわり, 0059 $\text{kg}\cdot\text{s}^2\cdot\text{m}$ (1ブレード当り)

模型はタンデム型式ロータを有するが、これは可変人工安定増大装置を活用することができるような大きな制御モーメントが得られるからである。ロータの諸元を表1に示す。ロータは、模型自重約23.5kg、前後スライダおよび上下スライダ重量約4.5kg、配線配管類のうち模型にささえられる部分の重量約1kg、計約29kgを十分にささえる推力を発生するように設計され、10HP水冷式同期誘導電動機（乾燥重量約9kg）によって駆動される。ロータ/モータ減速比は1/8.59である。

前後の各ロータにはそれぞれのコレクティブ・ピッチ角 θ_F , θ_R の制御機構があつて、サーボ・モータで制御される。サイクリック・ピッチは変化させることはできない。走行台車上にある模型操縦装置のポテン・ショメータによって、全機コレクティブ・コントロール $\delta_C = (\theta_F + \theta_R)/2$ 、およびデイレンシャル・コントロール $\delta_D = (\theta_F - \theta_R)/2$ が独立に設定できる。

上記模型動力用電動機には、地上の電源設備から走行台車の架線を経由して電力が供給される。この地上電源設備は図3にそのブロック線図を示すようなSCR式可変周波数インバータであり、上記の同期誘導電動機の仕様に従って0~400Hzの周波数と、 $V = \frac{1}{2} f$ の関係を保った電圧とを供給するものである。ヘリコプタの出力不足状態を模擬することができるように、電動機内蔵の回転計と模型内蔵のトルク計からの信号を用いて、電動機負荷が変動してもその出力を一定設定値に保ちうる制御装置を有する。今回の実験では、トルク信号の代わりに一定電圧を印加することにより定回転数制御を行なった。

2. 試験と計測

計測量は次の通りである。すなわち、自動追尾装置の追尾量と前後スライダおよび上下ス

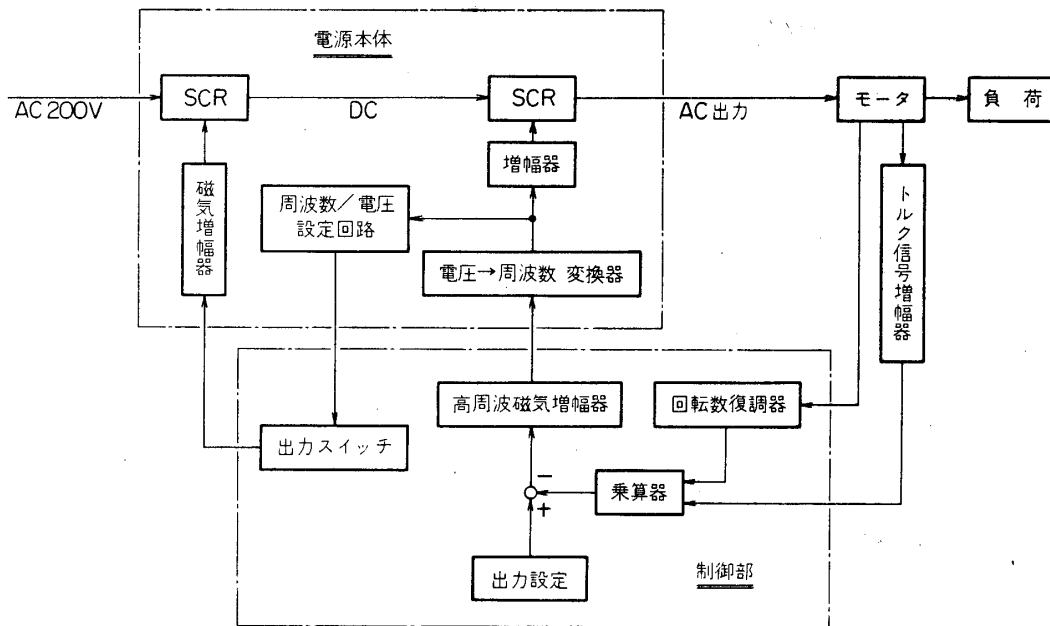


図3 地上電源ブロック線図

ライダの変位量との和, すなわち走行台車からみた縦のの前後変位 x および上下変位 z ; 縦揺軸まわりの縦揺姿勢角 θ ; 前後ロータのピッチ角 θ_F, θ_R ; 模型内蔵のトルク計によるモータ・トルク Q ; およびロータ回転数 Ω を計測した. このうち, x, z, θ はそれぞれ追尾装置に取りつけられたポテンシヨ・メータによるものであり, θ_F, θ_R はそれぞれのサーボ・モータの位置フィード・バック用ポテンシヨと二連になったポテンシヨ・メータからの信号によるものである. さらに, ロータ回転数は前後ロータ間の同期回転軸に取りつけた遮光片によって発生させた光学的パルスを電氣的に計数し, アナログ化して記録している. 実験はすべてロータ回転数約 1,100rpm で行なった.

図 4 (a), (b) に示すのは, 機械的クランプ装置によって縦揺および前後の運動自由度を束縛した状態での上下 δ_c 入力による運動の各一例である. 操縦者はロータ回転数が所定の値に落ち着いた後, まず模型を追尾装置の下限/上限 (図 4 (a)/(b) に対応) 付近でホバリングさせ, できるだけステップに近い δ_c 入力を加え, 追尾装置がその上限/下限に達する前に制動されるように δ_c の舵を当てている. ステップ入力の大きさをいろいろに変えた実験を試みた.

図 5 は縦揺自由度に対する機械的クランプをはずしたときに, 弾力性のあるストップによって人工的に与えた復元モーメントのばね定数を計測した結果

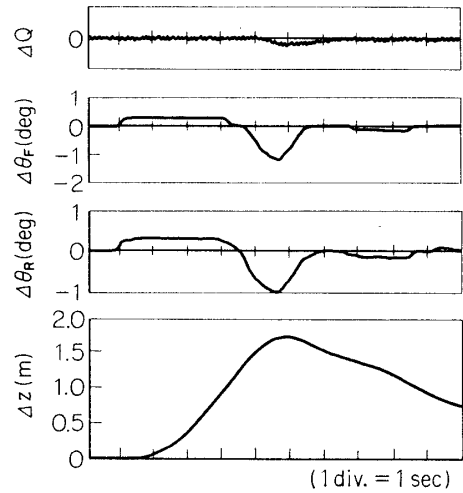


図 4(a) 上向きステップ応答

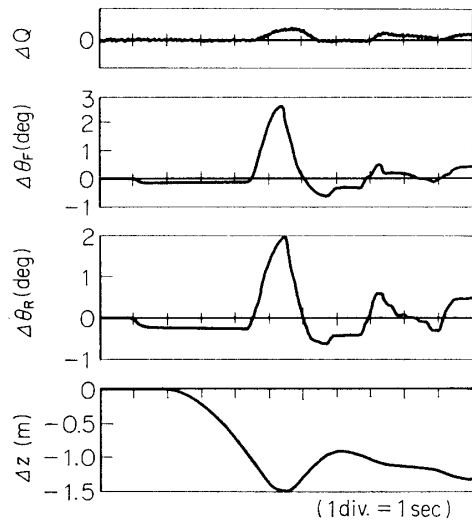


図 4(b) 下向きステップ応答

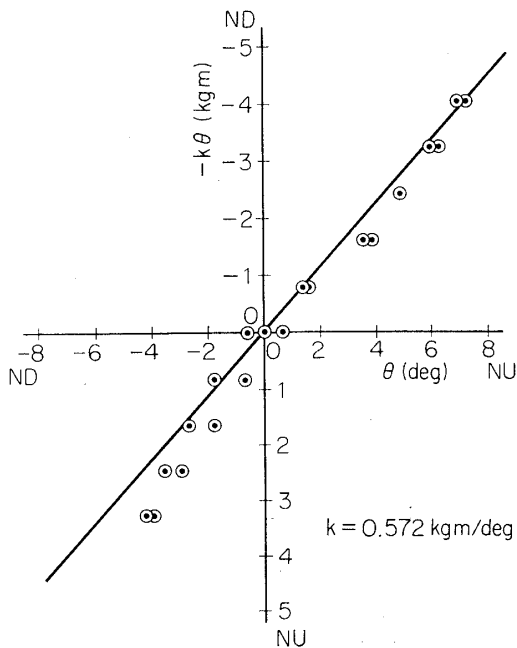


図 5 ストップの復元モーメント

である。このストッパは本来は姿勢角に制限を加えるために準備されているものであるが、今回の実験では前・後縦揺の連成運動についての操縦を容易にするために姿勢角変化に対する復元モーメントを与えるように調節した。

図6(a), (b)は、上下・前後・縦揺の3自由度をもたせた上で、高度を一定に保ちながら追尾装置の可動範囲一杯の前後変位を起させようとしたときの記録例である。操縦者Aは常に模型の上下動のみに注目して δ_c のみを制御し、操縦者Bは前後・縦揺の運動のみに注目して δ_d のみを制御した。操縦者達はかなりの緊張を強いられていたのであるが、図6に見られる程度以上には状態のじょう乱を抑えることはできなかった。

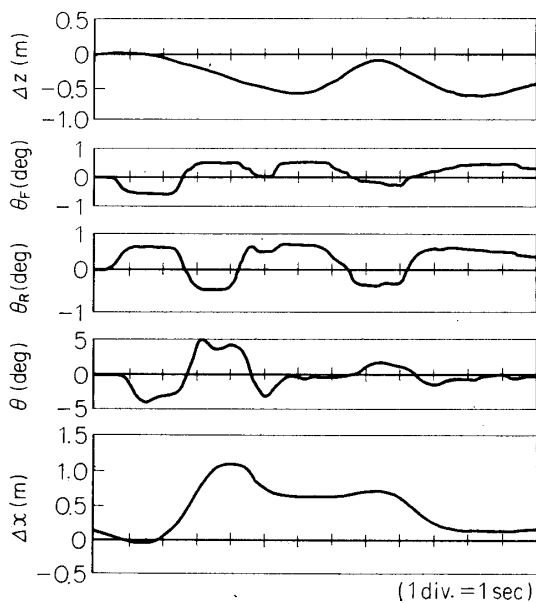


図6(a) 前後の応答例

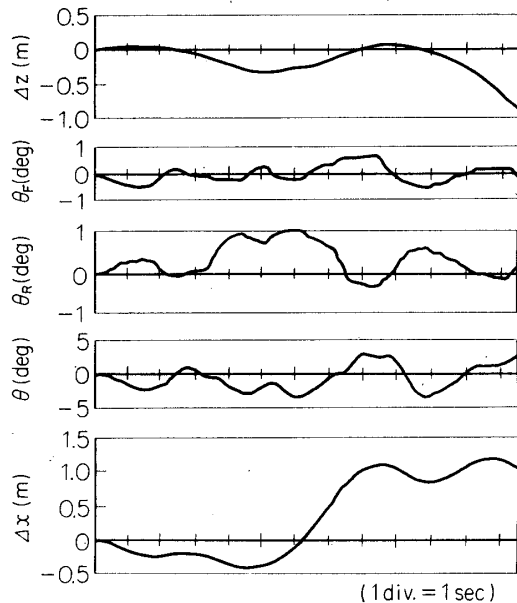


図6(b) 前後の応答例

3. 検 討

図4(a), (b)で代表されるような記録のうち、 $\Delta\delta_c$ のステップ入力印加後 $\dot{Z}=\dot{w}\rightarrow 0$ となるような定常上昇/降下が実現された時刻がいくつか存在する。このような時刻について、印加したコレクティブ・コントロールの変化分 $\Delta\delta_c = \delta_c(\delta_c)_{Hov}$ と、それに対応して生じた上昇/降下率 w の定常値 $(Z)_s = w_s$ との関係を図示したものが図7である。同図には単純なロータ理論[3]を用いて、上昇/降下の定常状態を定義す

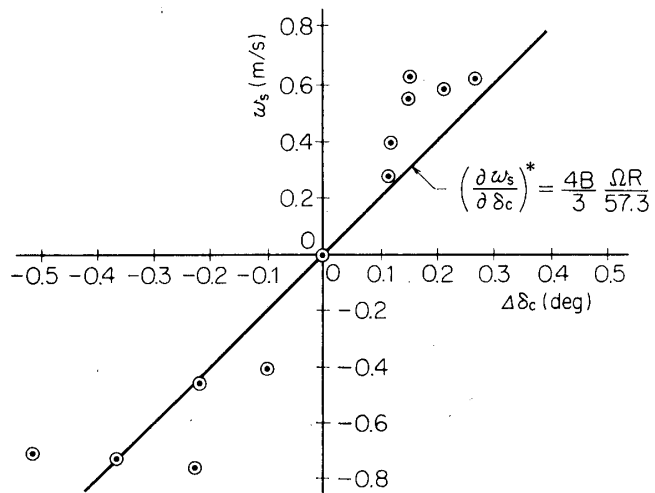


図7 定常上/昇率とコレクティブ・コントロール

る線型な関係, $(\partial T/\partial w)^* w_s + (\partial T/\partial \delta_c)^* \Delta \delta_c = 0$, から得られる理論上の傾斜, すなわち δ_c の感度パラメタ

$$\left(\frac{\partial w_s}{\partial \delta_c}\right)^* = \frac{\Omega R}{57.3} \cdot \frac{4B}{3} \quad (\text{m/s/deg}) \quad (1)$$

が記入してある. ここで T は推力, ΩR は翼端速度, $B=.95$ は翼端損失係数であり, また $()^*$ はその $()$ 量がホバリング状態, $w=u=0$, $\delta_c=(\delta_c)_{\text{Hov}}$, $T=W$, で評価されたものであることを示すものである. ただし $u=\dot{x}$ であり, W は模型, 上下・前後のスライダ, および模型と共に浮揚する配線類を含めた全重量である. データに多少のちらばりが見られるが, ホバリング状態からの定常偏差に関する限り, 単純理論が一応の推定値を与えることがわかる.

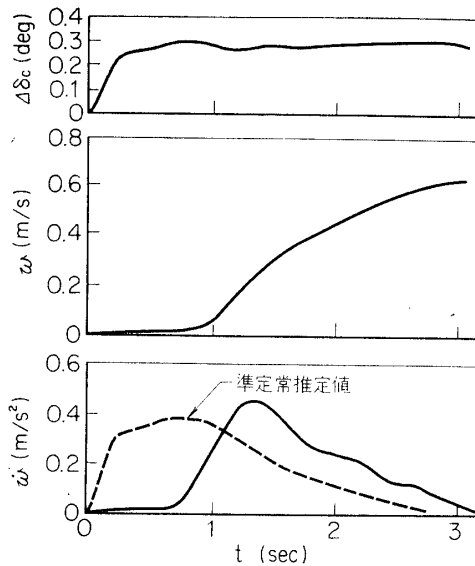


図 8(a) 上向きステップ応答の検討

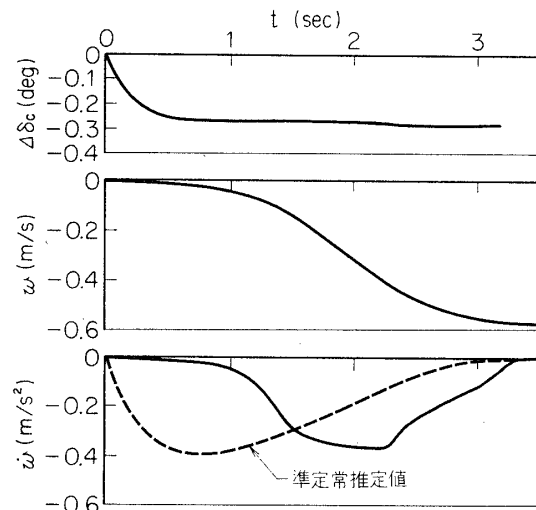


図 8(b) 下向きステップ応答の検討

図 8(a), (b)は, 図 4(a), (b)の $\Delta \delta_c$ ステップ入力部分, および Z の計測値から数値微分を行なって求めた速度 w , 加速度 \dot{w} の時間歴を拡大して示すものである. 加速度 \dot{w} の図中に, “準定常推定値”と註記してある破線図は, 実験的に得られた上記 $\Delta \delta_c$ および w を用いて, 各時刻での推力増加分を

$$\Delta T = (\partial T/\partial w)^* w + (\partial T/\partial \delta_c)^* \Delta \delta_c \quad (2)$$

と推定した上で, $\dot{w}/g = \Delta T/W$ の関係から求めたものである. ここで

$$\left(\frac{\partial T}{\partial w}\right)^* = -\rho A \Omega R \frac{\frac{\sigma a}{2} \frac{B^2}{4}}{1 + \frac{\sigma a}{2} \frac{B^2}{8} \sqrt{\frac{2}{C_T}}} \quad (\text{kg/m/s}) \quad (3)$$

$$\left(\frac{\partial T}{\partial \delta_c}\right)^* = \frac{\rho A (\Omega R)^2}{57.3} \frac{\frac{\sigma a}{2} \frac{B^3}{3}}{1 + \frac{\sigma a}{2} \frac{B^2}{8} \sqrt{\frac{2}{C_T}}} \quad (\text{kg/deg}) \quad (4)$$

ただし、 ρ は空気密度、 A は全ロータ円板面積、 σ はロータ・ソリディティ比、 $a=5.73$ は翼素断面揚力傾斜、 C_T は推力係数である。図にみられるように、実際の \dot{w} は“準定常的” \dot{w} からかなり遅れており、その立ち上がりの形もかなり相異がある。

図9にはまず図6(a)の一部から読み取った δ_D 入力、および θ の時間歴が拡大して示されている。さらに同図には、その θ を数値微分して得られる $\dot{\theta}$ 、および次式で定義される等価出力角加速度

$$[\ddot{\theta}]_0 = \left[\ddot{\theta} + \frac{(M_q)^*}{I} \dot{\theta} + \frac{k}{I} \theta \right] \quad (\text{deg/s}^2) \quad (5)$$

が実線で示されている。ここで k は図5で得られた静的復元モーメントのばね定数、 $I=.633$ ($\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2$) は縦揺軸支持点まわりの模型の慣性能率であり、 $(M_q)^*$ は

$$(M_q)^* = \left(\frac{\partial M}{\partial \dot{\theta}} \right)^* = \frac{l_F^2 + l_R^2}{57.3} \cdot \frac{(\partial T / \partial \dot{w})^*}{2} \quad (\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{s/deg}) \quad (6)$$

で与えられる縦揺減衰である。ただし M は縦揺モーメント、 l_F 、 l_R は縦揺軸支持点からそれぞれ前後ロータハブ中心までの機体軸に沿う長さである。一方、同じ図には次式で与えられる微係数

$$(M_{\delta_D})^* = \left(\frac{\partial M}{\partial \delta_D} \right)^* = (l_F + l_R) \frac{(\partial T / \partial \delta_C)^*}{2} \quad (\text{kg}\cdot\text{m/deg}) \quad (7)$$

および計測された δ_D 入力から作った等価入力角加速度

$$[\ddot{\theta}]_1 = \frac{(M_{\delta_D})^*}{I} \delta_D \quad (\text{deg/s}^2) \quad (8)$$

が破線で記入してある。これら両者の時間歴は、多少の時間遅れが見られるにしても、かなり良く一致している。(5)で示される量は、(8)で与えられる入力角加速度に対する出力角加速度であって、両者が比較的良い一致を示すことは、(6)、(7)等の簡単な微係数表式が一応の推定値を与えていることを示すと共に、 δ_D 入力によって制御モーメント M がほとんど時間遅れなしに発生することを示している†。

図8(a)、(b)において、 $\Delta\delta_C$ 入力に対して加速度 \dot{w} には遅れがみられた。この遅れが、誘導場が変化するのに要する時間遅れによって推力 T が $\Delta\delta_C$ 入力より遅れた事によるもの

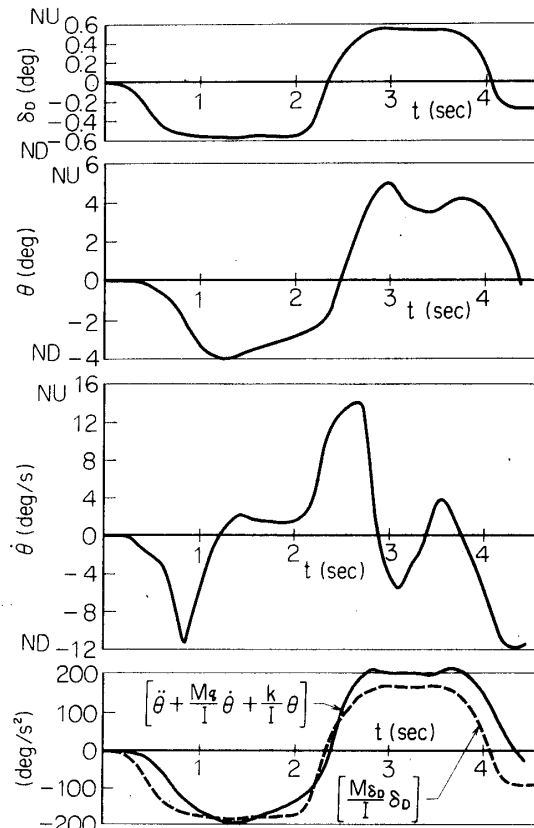


図9 前後応答の検討

† (5)=(8)の条件は、姿勢変化に対する前進速の連成、すなわち $(\partial M / \partial u)$ の寄与を無視している。図9のデータにおいて $|u| < (n/s)$ であり、翼端速度比で0.01程度であるから上記の前提は正しいと考えられる。

とすれば, δ_b 入力に対する制御モーメント M の応答にもほぼ同程度の遅れが生じてよいはずである. この矛盾は今回の実験で得られたデータからは解明することができない. 今後の実験で, 加速度計を搭載してデータの信頼性を高め, またデータそのものをより多く集める必要があると思われる.

ま と め

タンデム・ヘリコプタ模型を走行実験設備の自動追尾装置に組み込み, ホバリング周りの半自由飛行実験を行なった結果, 垂直上昇/降下中の舵の感度, および縦揺制御モーメント, 縦揺減衰モーメントについては単純な理論による推定値がほぼ正しいことが裏付けられた. しかし, コレクティブ入力に対して上下加速度に遅れが見られ, その原因が推力変化の遅れによるものか否かは解明されなかった. その解明には模型加速度の計測と, より多くのデータ点が必要と思われる.

1972年3月30日 航空力学部

参 考 文 献

- [1] Azuma, A., Tomita, B., Iuchi, M., Ishii, M., Noguchi, A. and Kojima, T.: A New Running Test Facility for the Study of Flight Dynamics. ISAS Report No. 437 (Vol. 34, No. 4), 1969.
- [2] Azuma, A., Tomita, B., Iuchi, M., Mishima, H., Iwata, T., and Komto, A.: A Free-Flight Support System. Institute of Space and Aeronautical Science, Rep. No.477 (Vol.37 No.3), 197.
- [3] Gessow, A. & Myers, G. C. Jr; Aerodynamics of of the Helicopter, McMillan Co.,1952.