

回転翼の非定常操舵特性

東 昭・河内 啓 二

Collective-Pitch-Control Response of a Helicopter Rotor

By

Akira AZUMA and Keiji KAWACHI

Abstract: The response of the thrust and induced velocity of a helicopter rotor due to a rapid change of collective blade-pitch has been experimentally determined.

The results are compared with calculations based on the concept of an “apparent additional mass” of air influenced by the rotor disk.

The thrust overshoot following a rapid pitch change disappears less than $15/\Omega$ second after the pitch reaches its final value. Any appreciable difference among the time histories of the thrust variation in various flight conditions can not be observed.

The calculated results show good coincidence with the test results when the apparent additional mass associated with the rotor disk is assumed to be equal to that of the impervious disk.

1. 序 論

ヘリコプタの回転翼のコレクティブピッチをあるつりあい状態から急変させると、回転翼周辺の空気は新たな定常状態に達するまで過渡的に変動する。その際に回転翼には、見掛け質量による力が作用し推力の大きな行きすぎ量を生ずる。ヘリコプタの離着陸時における高度制御は、もっぱらコレクティブピッチの増減によりおこなわれるため、コレクティブピッチ変化に対する推力変動の様子を知ることは非常に重要である。

見掛け質量として、ピッチの比較的遅い変化に対して、Rebont ら [1][2][3] が固体円盤の見掛け質量の2倍を、また Carpenter ら [4] が固体円盤のそれを用いることを提案している。

本論文は、強力な磁石を用いてコレクティブピッチを急変させ、回転翼に働らく見掛け質量の効果を実験的に研究したものである。

2. 実験装置

実験に用いた回転翼模型の主要諸元を表1に、また検出器の配置のブロック線図を図1に示す。模型には東大宇宙航空研究所の走行実験設備を利用して、各種の飛行状態に対応する運動が与えられた。風速測定に用いた熱線風速計は $3.8\phi\mu$ のタングステン線による定温度

表1 回転翼模型主要諸元

回転翼直径 m	1.1
翼型 (前縁より 0.01m 120# カーボランダム塗布)	NACA 0012
翼弦長 m	0.033
ブレード枚数	3
回転数 r.p.m.	700
ソリディティ	0.0573
フラッピングヒンジ位置 r_p/R	0.118
ロックナンバ	2.157
慣性率 $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$ (フラッピング軸まわり)	0.00103

型, また風車風速計は風車直径が約 7 mm の小型の風速計で, 光の反射を利用して回転数を計測するものである (図2参照). 両者ともブレードのフラッピング運動による破損を避け

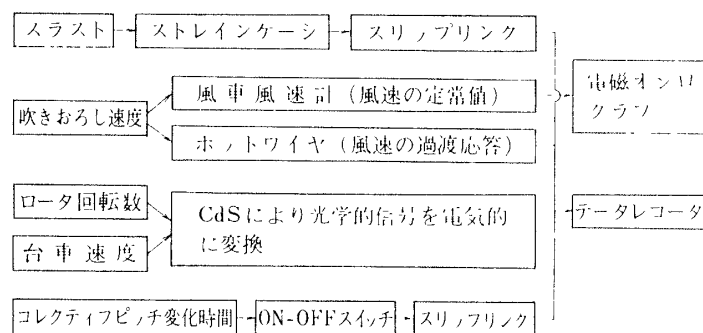


図1 検出器ブロック線図

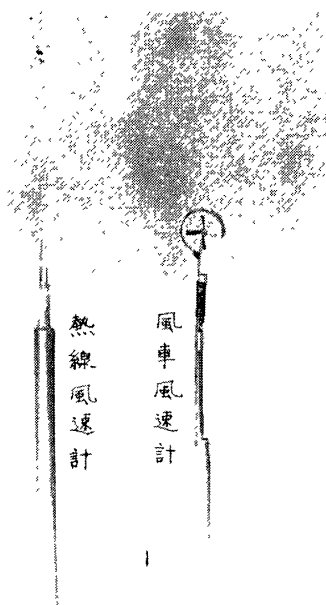


図2 風測計

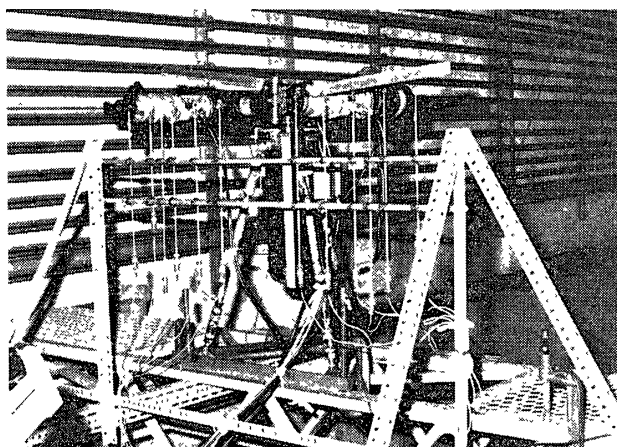


図3 実験装置

るため、回転面より 140mm 離してセットされた。コレクティブピッチの変化は、ハブに取り付けられた電磁石をスリップリングを介して外部から操作することによっておこなわれ、同時に変化の開始時と終了時が ON-OFF スイッチにより計測された。推力はハブ直下に組み込まれたストレインゲージにより検出され、スリップリングを介して外部に取り出された。実験装置の概要を図 3 に示す。

3. 実験結果

実験はホバリング、上昇、下降ならびに水平の各飛行状態においておこなわれた。図 4 A, B, C おおのこの上段は、コレクティブピッチを 0° から 9° まで急変したときの推力の時間的変動を示している。図の A, B, C はそれぞれホバリング、下降、上昇飛行を示しているが、そのうち B の下降飛行における推力変動がほかの比べて多小大きいのは、降下速度がホバリング時の吹きおろし速度の 1.5 倍程度なので、ある程度ボルテックスリング状態にあるから

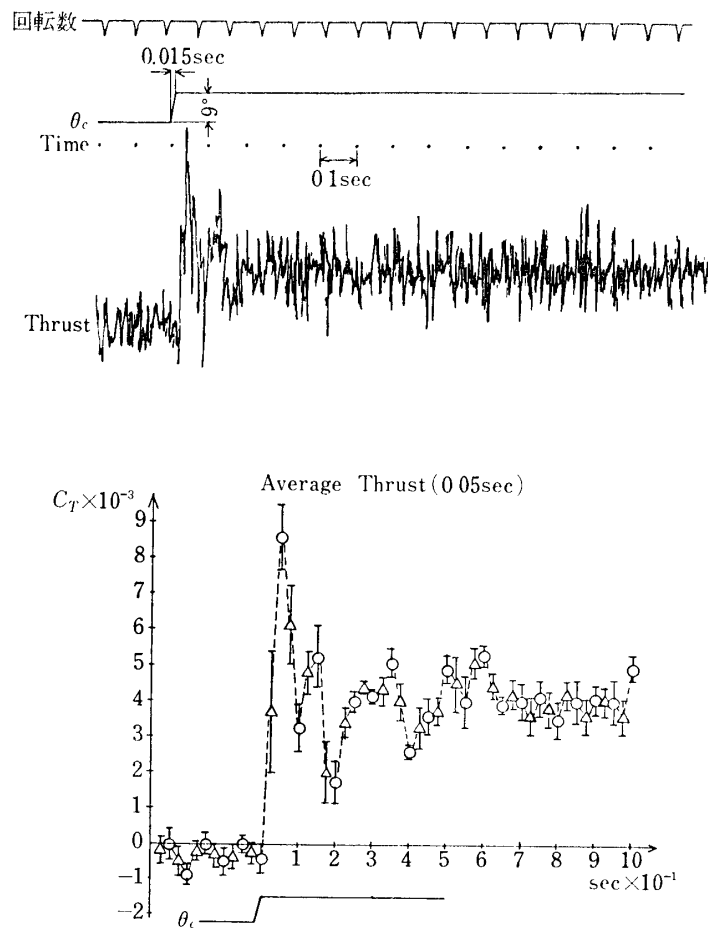


図 4-A ホバリング

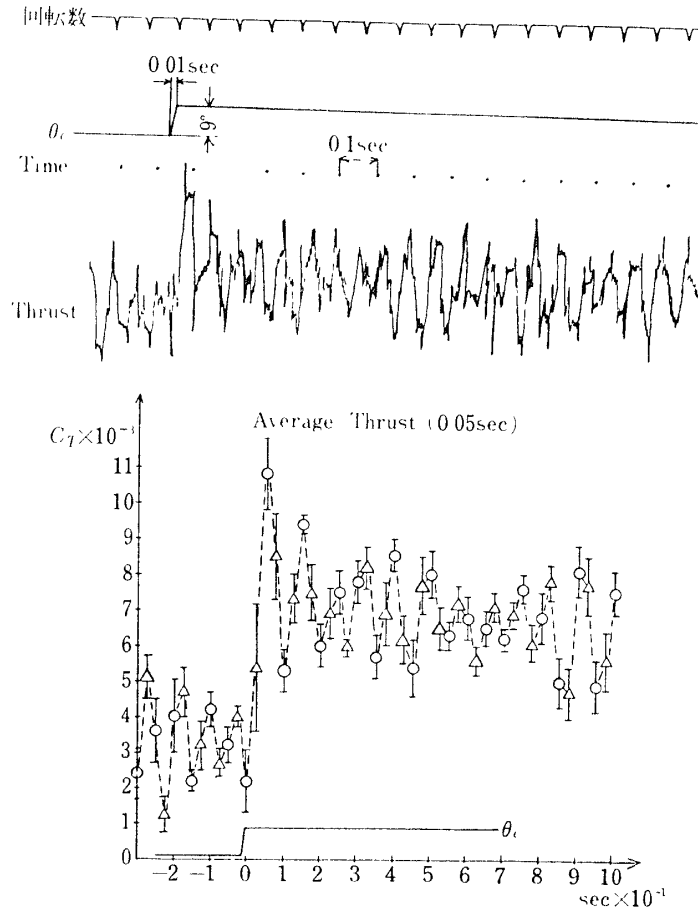


図 4-B 下降飛行 $\lambda_V = -0.0737$

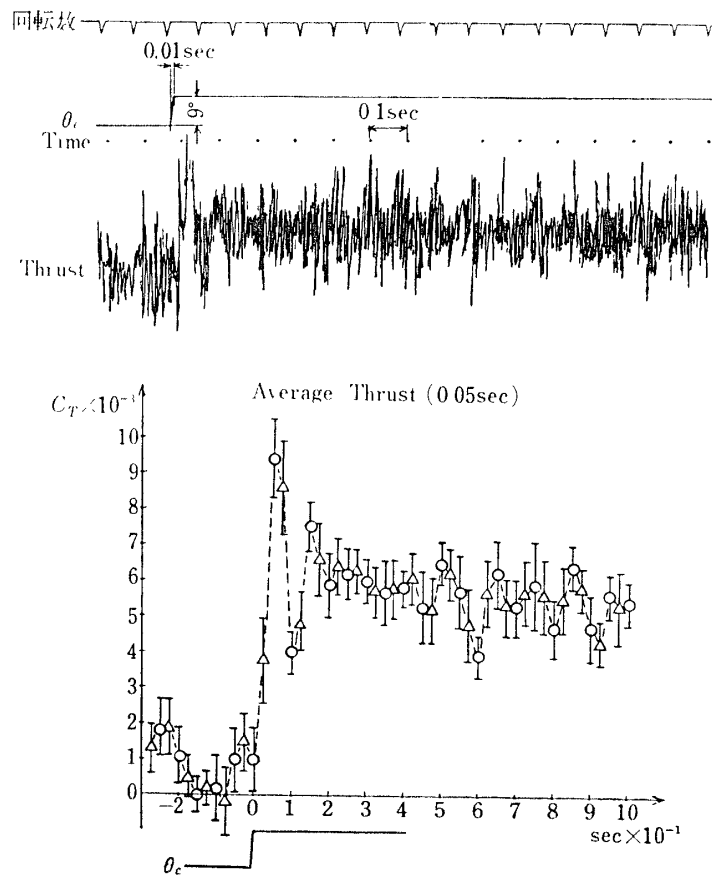


図 4-C 水平飛行 $\mu = 0.1014$

であろう。図4の下段は上段の推力の値を1/200秒ごとに読みとり、1/20秒間で平均したものを標準偏差とともに、区間中心の時刻に対してプロットしたものである。

図より推力変動は飛行状態の相違によっては顕著な違いを見せず、どの飛行状態においても見掛け質量による行き過ぎ量を発生したあと、約0.2秒で定常値に達していることがわかる。ブレード回転数は各ケースとも約700r.p.m.であるので、ブレードが2~3回転する間に見掛け質量の効果が消滅したことになる。

図5は風速の時間変動を熱線風速形により計測したものである。図5Aのホバリング状態においては、回転軸に関して対称に配置された風速計により計測された変動が全く類似しており、コレクティブピッチ変化に対しても流れは回転軸に対して対称であることがわかる。また風速変動は定常値に達するまでに約0.3秒かかっている。

図5Bの下降状態では、ロータ上面と下面にそれぞれ熱線風速計を配置したが、そのうち上面の方では流れが激しく乱れ、一方下面では乱れは少ないが、なかなか安定した定常値に達しないでゆるく変動していることが示されている。

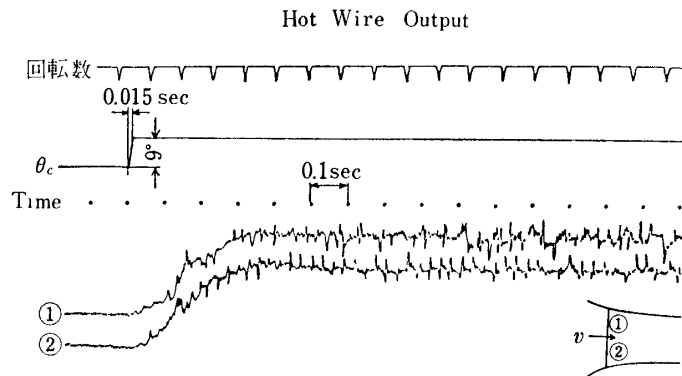


図 5-A ホバリング

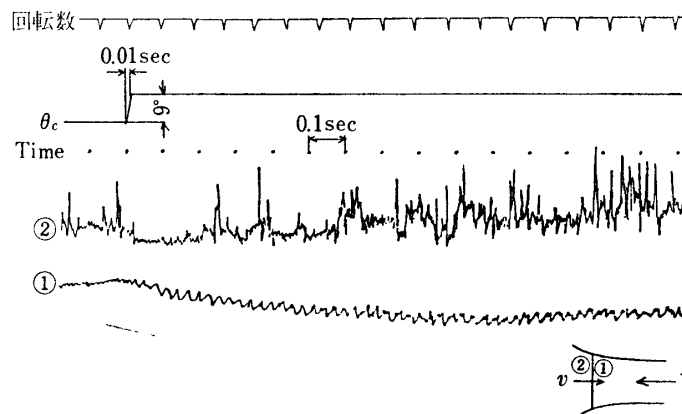


図 5-B 下降飛行 $\lambda_V = -0.0737$

4. 解析方法と考察

現象を厳密に扱おうとすると、複雑な三次元の渦をブレードのフラッピング運動と関連させて解析する必要があるが、現在のコンピュータの計算速度と記憶容量では膨大な労力を必要とし、得られた結果を制御システム系の設計に利用することなどはとても不可能となる。したがってここでは見掛け質量の考えを加えた簡単な運動量理論の計算と実験値との比較を示すことにする。

次の仮定をおく。

- ① 吹きおろし速度は回転面上で一様である、
- ② フラッピング角の変化は微小でフラッピング運動は無視できる；
- ③ コレクティブピッチが変化している間も、各迎角に対して翼素理論が成立する；
- ④ ブレード回転数は一定である。

簡単な翼素理論によれば、

$$C_T = \frac{1}{2} a \sigma \left\{ \frac{B^3 \theta}{3} - \frac{B^2}{2} (\lambda_v + \lambda_i) \right\} \quad (1)$$

ここで

$$C_T = T / \rho \pi R^2 (\Omega R)^2$$

$$\lambda_i = v / \Omega R$$

$$\lambda_v = V / \Omega R$$

a : 二次元揚力傾斜

σ : ソリディティ

B : ティップロスファクタ

θ : コレクティブピッチ

V : 上昇または下降速度

v : 吹きおろし速度

ρ : 密度

R : 回転翼直径

Ω : ブレード回転角速度

運動量理論によれば

$$C_T = 2 \lambda_i (\lambda_v + \lambda_i) + \frac{m}{\rho \pi R^2 \Omega R} \frac{d\lambda_i}{dt} \quad (2)$$

ここで m は回転翼の等価見掛け質量で、コレクティブピッチが急変したとき、 m の質量の空気が等しく速度変動を受けることになる。

(1) 式と (2) 式より C_T を消去すると次の様な微分方程式が導びかれる [1][2][3].

$$\frac{d\xi}{dt} = \frac{1}{\tau} \left\{ \frac{2}{3} (\theta - \theta_0) B^3 - l^2 (\xi^2 - \xi_0^2) \right\} \quad (3)$$

ただし

$$\tau = 4m / \rho \pi R^2 \Omega R a \sigma$$

$$l = 8 / a \sigma$$

$$\xi = \lambda_i + B^2 / 2 l + \lambda_v / 2$$

添字 0 は初期値を示す。

(3) 式はリッカチ型の微分方程式で特解の一つが知られていないと一般には厳密解を得ることができない。ここではホバリング状態について、 $\theta(t)$ の変化を実験値と同一にとり数値解を求め、得られた C_T および λ_i の時間的変動を見掛け質量をパラメタとして、それぞれ図6のA, Bに示す。図中 M_0 は回転翼と同一直径の固体円盤の見掛け質量を示し、その値は同一直径の球の内部にある空気質量の0.637倍である。

図6の理論値と図4, 5の実験値と比較すると、定性的には C_T も λ_i もこの簡単な理論が実験値とかなりよい一致を示すことが理解されよう。 C_T の定常値へ達するまでの時間および行き過ぎ量に着目すると、回転翼の等価見掛け質量はほぼ固体円盤と等しいといえよう。

しかしながらこの簡単な解析方法では、実験値に見られる推力の行き過ぎ量を生じたあとの急激な減少およびそれに続く変動を表わすことができない。この変動を考えるためには運動方程式を2階にするか、または三次元の渦システムを解析する必要がある。

次に推力と吹きおろし速度の変動が一定値に達するまでの時間を比較すると、実験では後者が約0.1秒遅れていることがわかる。これは風速測定点が回転面から0.14m離れているので、1.8m/sの風速では約0.1秒の遅れが生ずることに帰因すると思われる。

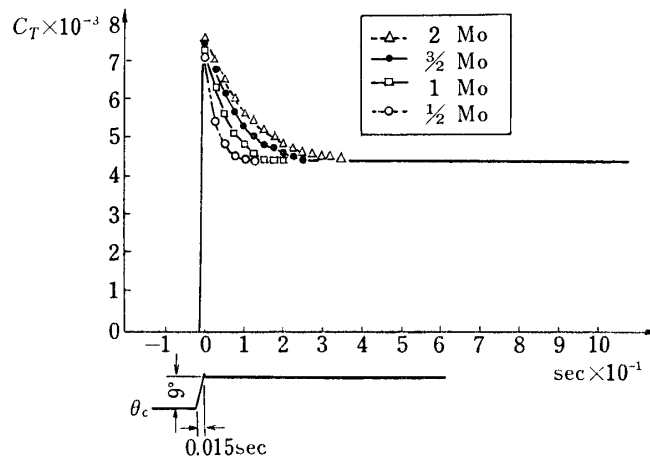


図 6-A 推力の時間経過

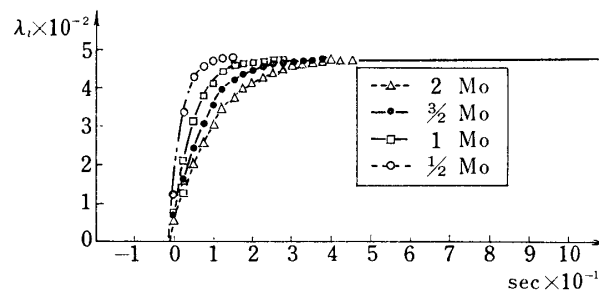


図 6-B 吹きおろし速度の時間経過

5. 結 論

- ①コレクティブピッチを急変させたときの推力の時間変動は、ホバリング、下降ならびに水平の各飛行状態間では顕著な差異が認められず、また見掛け質量による行き過ぎ量は約 $15/Q$ 秒で消滅し定常値に達する。
- ②本論文で考察した簡単な運動量理論は実験値とかなりよく一致し、両者を比較すると回転翼の等価見掛け質量は固体円盤に等しいといえる。

参 考 文 献

- [1] Jean Rebont, Jacques Valensi, and Jean Soulez-Larivière: Response of a Helicopter Rotor to an Increase in Collective Pitch for the Case of Vertical Flight. NASA TTF-55, 1961.
- [2] Jean Rebont, Jacques Valensi, and Jean Soulez-Larivière: Wind-Tunnel Study of the Response in Lift of a Rotor to an Increase in Collective Pitch in the Case of Vertical Flight Near the Autorotative Regime. NASA TTF-17, 1960.
- [3] Jean Rebont, Jean Soulez-Larivière, and Jacques Valensi: Response of Rotor Lift to an Increase in Collective Pitch in the Case of Descending Flight, the Regime of the Rotor Being Near Autorotation. NASA TTF-18, 1960.
- [4] Paul J. Carpenter, and Bernard Fridovich: Effect of a Rapid Blade-Pitch Increase on the Thrust and Induced-Velocity Response of a Full-Scale Helicopter Rotor. NACA TN 3044, 1953.