技 術 論 文

ボルテックス・リング状態におけるヘリコプタ・ロータの実験的研究*

鷺津久一郎**・東 昭***・幸尾治朗****・岡 遠一****

Experimental Study on the Unsteady Aerodynamics of Model Helicopters Rotors Operating in the Vortex Ring State

Kyuichiro WASHIZU, Akira AZUMA, Jiro KOO and Tōichi OKA

Abstract

Unsteady aerodynamic characteristics of a single rotor as well as a tandem rotor operating in the vortex ring state have been experimentally investigated. The histories of thrust, torque and rpm of the rotor were measured by use of sensing devices which were installed on the shaft of the rotor. The thrust fluctuates violently while the torque fluctuates very little. The induced power obtained from thrust and torque data has been compared with that obtained from the momentum theory. Existence of periodicity in the thrust fluctuation has also been observed in some regions of the vortex ring state.

は し が き

ヘリコプタ・ロータのボルテックス・リング状態における特性は古くから注目され各種の実験が行なわれて来たが、(文献参照)、模型実験では推力、トルクの完全な同時計測の行なわれたものがなく、また実機による飛行実験では推力、トルクとも直接の時間的変動を計測したものがなく、ある時間の平均値みたいなもののみが測られたに過ぎなかった。著者らは、模型実験によるこれらの同時計測を行なってボルテックス・リング状態における推力とトルクの変動の観測およびこれらの運動量理論との比較を試みた。

模型ロータの風洞内における実験は、境界修正が難しいこと、および一様な低風速の実現が困難であること等の理由から単に煙による流線の観測のみに止め、定量的実験に対しては、船舶技術研究所の水槽(長さ200m)の走行トラックを使って、この軌道上を走る特別な軽量台車を設計しこの上にロータを載せて走らせることにより、上記の風洞で生ずる各種の困難を克服した。

台車は超分巻モータ(5HP)を使って索で引っ張り、走行速度を0から10 m/sまで変えられるようにした。台車速度は、台車の車輪の1つに孔をあけ豆電球とフォト・トランジスタを使って車輪一回転(0.5 m)ごとに1コのパルスを出させこれを記録して得られた。ロータの回転数はロータの一回転ごとに同じような方法でパルスを出させて記録した。推力、トルク計は回転軸の一部に取りつけられた4枚の板ばねとトルク管からなり、それぞれに貼布したストレン・ゲージの電圧変動をスリップ・リングを通して取り出し適当なフィルタを使って高周波(10 cps以上)をカットして記録

(a) シングル・ロータ

(b) タンデム・ロータ

第1図 台車とロータ

* 昭和40年11月15日原稿受理

** 東京大学工学部航空学科 *** 東京大学宇宙航空研究所

**** 航空宇宙技術研究所

した。このほかに時刻、台車加速度等の諸量も同時に記録した。なお実験中ロータの回転数はほぼ 1,000 rpm に保持した。

ロータはアルミ製3枚ブレードからなり直径は 1.1 m, 翼弦は 0.033 m, ソリディティは 0.0573, $8^{\circ}20'$ のねじり下げのある全関節式ロータである。タンデム形式のときにはロータの中心間隔は 0.734m である。(第1図参照)。ブレードの翼型は NACA0012 である。

記 号

- R : ロータ半径
 R/D : 降下速度 $= V \sin \alpha$
 V : ロータ速度
 α : ロータ迎角, 垂直降下が $\alpha = 90^{\circ}$
 $\theta_{0.75}$: $0.75R$ でのピッチ角
 T : 推力
 Q : トルク
 C_T : 推力係数 $= T / \rho \pi R^4 \Omega^2$
 C_Q : トルク係数 $= Q / \rho \pi R^5 \Omega^2$
 C_{Q_0} : プロファイル・トルク係数
 P_t : 誘導パワー
 v_h : ホバのときの吹き下ろし速度, (3) 式参照
 $\bar{v}$: 基準吹き下ろし速度, (5) 式参照
 v_0 : 等価吹き下ろし速度, (7) 式参照

v : 平均誘導速度, (9) 式参照

k_v : パワ損失係数, (10) 式参照

下指標

h : ホバのときの値

実験結果

(1) シングル・ロータ 推力, トルク, 台車加速度およびロータ回転数, 台車走行のパルスの記録の例を第2図に示す。第2 a 図は垂直降下 ($\alpha = 90^{\circ}$) のときの一例であるが, 推力はトルクにくらべて烈しく振動し特に著しい周期性は認められない。垂直降下ではホバリングから降下速度が早くなるにつれてこの推力変動が烈しくなり, やがてまた推力変動が減少し, 最後にわれわれが“抜ける”という表現を使うようにボルテックス・リング状態からウインド・ミル・ブレーキ状態になる。ブレードのピッチ角が小さいときは途中の変動も小さく, またトルクは次第に減少して零となりついで負となりいわゆるオートローテーション状態に入る。

迎角の 90° 以外の降下すなわち斜降下では, 特に $\alpha = 60^{\circ} \sim 70^{\circ}$ 付近で推力の脈動が烈しくまた第2 b 図に見られるような周期性が出てくる(このとき近くで音を聞いているとシューッ・シューッと周期音が聞こえる)。迎角をさらに減らして水平飛行に近づけるに

(a) 垂 直 降 下

(b) 斜 降 下

第2図 シングル・ロータ実験記録例

(a) 垂直降下

(b) 斜降下

第3図 タンデム・ロータ実験記録例

したがってボルテックス・リング状態と思われる速度範囲は減少し $\alpha=30^\circ$ 以下の小さい迎角ではほとんど推力の変動は認められない。

(2) タンデム・ロータ 第3図はタンデム・ロータの同様な記録である。結果はシングル・ロータと大差ないが、強いて言えば推力の変動する速度範囲がシングルの場合より幾分広く、その代わり周期性が余りみられず、あったとしても周期の短いもので、その

ためか変動の強さはシングルより若干少ないようである。2個のロータの推力変動には一般に相関が無いとは言えないが、時に全く逆の変動を示すこともあって完全には一致せず、また前後位置に関しても特に著しい差異は認められない。

記録の解析

推力とトルクの記録からこれらを無次元化して得ら

(a) C_T

(b) C_Q

第4図 C_T と C_Q

れる C_T と C_Q の様子を第4図に示す。同一ピッチ角による各種降下速度に対する記録は同一記号で示した。変動(山と谷を読んだ)は特に C_T の場合が烈しくまたピッチ角の大きいときに著しいことがわかる。低ピッチ角で速い降下を行なうと C_Q が負になる。つまりオートローテーションに入ることを示している。

これら C_T , C_Q の記録から誘導パワの計算が出来る。まずプロフィル・トルク係数を吹き下ろしを一樣と仮定してホバのときの値を使って

$$C_{Q_0} = C_Q - C_{T_h} \lambda_h \quad (1)$$

から計算する。ここに

$$C_{T_h} = T_h / \rho \pi R^4 \Omega^2 \quad (2)$$

$$\lambda_h = \sqrt{C_{T_h} / 2} = v_h / R \Omega \quad (3)$$

である。以後の計算では C_{Q_0} は C_T のみの関数と仮定する。ロータの回転面に平行な横力を無視すると誘導パワは

$$P_i = \rho \pi R^5 \Omega^3 (C_{Q_0} - C_{Q_0}) + (R/D) T \quad (4)$$

で与えられる。基準の吹き下ろし速度として

(a) 垂直降下 $\alpha = 90^\circ$

(b) $\alpha = 70^\circ$

(c) $\alpha = 50^\circ$

(d) $\alpha = 20^\circ$

第5図 誘導パワ (シングル)

$$\bar{v} = \sqrt{T/2\rho\pi R^2} = R\Omega\sqrt{C_T/2} \quad (5)$$

を定義する。推力 T がホバのときであれば $\bar{v}$ は v_h に一致することはいうまでもない。この式を使って実験結果の推力だけから基準吹き下ろし $\bar{v}$ が計算できる。一方前述の誘導パワ P_i は (4) の代わりに等価吹き下ろし速度 v_v と推力 T を使ってつぎのようにも表わせる。

$$P_i = T v_v \quad (6)$$

(4) と (6) から v_v を出すと

$$v_v = R\Omega \left[\frac{C_Q - C_{Q_0}}{C_T} + \frac{R/D}{R\Omega} \right] \quad (7)$$

を得る。この式を使って実験結果から等価吹き下ろし速度 v_v を計算出来るが、この値はつまりパワから得られたものである。

この P_i を推力 T と基準吹き下ろし $\bar{v}$ との積で無次元化すると

$$\frac{P_i}{T\bar{v}} = \frac{v_v}{\bar{v}} \quad (8)$$

という関係が得られる。

さていわゆるグラワートのモーメント理論を斜降下の範囲までそのまま拡張すると理論上の平均吹き下ろし速度 $\bar{v}$ と降下速度との間に

$$\frac{R/D}{\bar{v}} = \frac{v}{\bar{v}} \sin^2 \alpha \pm \sin \alpha \sqrt{\left(\frac{v}{\bar{v}}\right)^2 - \left(\frac{v}{\bar{v}}\right)^2 \cos^2 \alpha} \quad (9)$$

という関係が成り立つ。

第5図は各種迎角におけるこのモーメント理論による $v/\bar{v}$ (図中に9式と記入した線) と実験による $v_v/\bar{v} = P_i/T\bar{v}$ とを縦軸にして横軸は降下速度を $\bar{v}$ で無次元化して画いたものである。

走行実験中、台車速度つまりロータの降下速度は一定に保たれかつピッチおよび回転数も一定な上にトルクの変動が僅かなので、第5図のような平面上ではこの1回の走行による推力の変動は図のようにほぼ1本の実線上に載った誘導パワの変動として表わされる。

変動の大きさは降下速度の小さい間は少なく、やがてどんどん大きくなるがこの最大のところは垂直降下では $(R/D)/\bar{v} = 1 \sim 1.5$ 付近である。つまり垂直降下では速度が基準吹き下ろし速度の $1.0 \sim 1.5$ 倍ぐらいのときに最も推力変動が烈しいことを示している。斜め降下では迎角が減少するにつれてこの最大変動の大きさが減るとともにその位置も $(R/D)/\bar{v}$ が1以下となり次第に零に近づく。

なおいずれの場合でも降下速度の小さい間は実験点は (9) 式で与えられるモーメント理論の $\ominus$ 枝曲線より全体として上にありやがて途中から $\oplus$ 枝曲線に移っている (斜め降下では曲線の最大値より右と左

第6図 パワの損失

とで(9)式の⑤の複号が分かれる)。

推力変動の最大値は極めて高い値を示し、パワのか
なりの部分が有効な推力とならずロータまわりの渦の
形成に無駄に使われていることを示している。第6図
にはこのパワ損失をあらわす一つの目安となる値

$$k_v = \frac{v_v}{v} - 1 \quad (10)$$

を縦軸に、また横軸はそのロータのホバのときの吹き
下ろし速度で降下速度を無次元化して示した。降下速
度がホバのときの吹き下ろし速度にほぼ等しいところ
で変動も平均のパワ損失も最大となり、約2倍のと
ころでどれも零以下になっていることがわかる(この図
では v として(9)式の⑤の枝曲線のみを使ったた
め k_v が負のところが出て来た)。シングル・ロータで
の k_v の値は平均値が0.4ぐらいまでにもなった。タ
ンデム・ロータでも同様な実験結果を示しているが、
例えばこの k_v の値は第6図に示されているようにシ
ングル・ロータにくらべて多少平均値は小さくその代
わりに横の拡がり大きいようで、 $(R/D)/v_h$ が2を
越しても k_v が正のところがある。第6b, c図の下
側の横軸の v_{he} は、このタンデム・ロータの重なり合
っている部分の面積をおのおの別々に考える代わりに
一つにして投影面積を使って計算し直した有効吹き下
ろし速度である。この座標でみてもまだ横への拡がり
は幾分大きいようである。

第7図はシングル・ロータの場合の前進速度と降下
速度をそれぞれホバのときの吹き下ろし速度で無次元
化した図の上に推力の変動をそれぞれの平均値で割っ
てパーセントで示したものを結んだ変動の等高線であ
る。ロータをある降下角に設定すると原点から出る放
射線上に各降下速度の点が得られる。図中 $\Delta T/T =$

第7図 推力の変動範囲

0.30 までしか記入していないが最大は 0.50, つまり
50% 以上の変動をするものも観測された。変動の烈
しい点は従来信じられて来たのとは違って $\alpha=90^\circ$ す
なわち垂直降下ではなく、 $\alpha=70^\circ \sim 60^\circ$ 付近で周期性
のある渦の出来るときが最大である。タンデム・ロー
タの場合にも第7図とよく似た結果が得られた。な
お、第7図の $\Delta T/T$ 一定の2曲線は著者等の限られ
た回数の実験から得られたものであり、その最終的決
定にはもっと多くの実験と統計的データ処理を必要と
することを付記したい。

第8図はシングル・ロータについて推力変動のバ

第8図 ボルテックス・リングの周期
($\alpha=60^\circ$)

ワ・スペクトルからパワの極大値を与える周期を求め
てプロットしたものである。このような割合きれいな
曲線が得られるのは降下迎角 60° 付近のみである。降
下速度の増大とともに周期が短くなる様子が見られ
る。周期は当然ロータの大きさや吹き下ろしの風速に
より異なると思われるが、実機との関連性その他相
似則はまだ求められてない。

結 論

ロータを軌道上に走らせることによって降下時のロ
ータの非定常空気力学的特性が定量的に計測された。
ボルテックス・リング状態は特に推力の変動で特徴づ
けられ、その変動の大きさはホバのときの推力の数十
パーセントにもなる。降下速度がホバのときの吹き下
ろし速度と同じ程度のときに最大になり、倍ぐらいの
降下速度で消える。変動が最大になるのは 90° 垂直降
下よりむしろ $60^\circ \sim 70^\circ$ 付近の斜め降下で、このとき
著しい周期性が観測された。

モーメント理論を降下時まで拡張したものと実験
値との比較からパワの損失の程度が降下速度に応じて

求められた。

タンデム・ロータの特性はシングル・ロータと大差がないが、周期性はシングルのときほどはっきり出ず、推力変動の最大値はシングルより小さいが、変動の起こる降下速度範囲は幾分広いようである。

終わりに船型試験水槽を厚意的に使わせて下さった船舶技術研究所の方々にあつく感謝する。

文 献

- 1) H. GLAUERT: The Analysis of Experimental Results in the Windmill Brake and Vortex Ring States of an Airscrew, R & M 1026.
- 2) C. N. H. LOCK: Note on the Characteristic Curve of an Airscrew of Helicopter, R & M 2673.

- 3) P. BROTHERHOOD: Flow Through a Helicopter Rotor in Vertical Descent, R & M 2735.
- 4) W. STEWART: Helicopter Behavior in the Vortex Ring Conditions, R & M 3117.
- 5) W. CASTLES, Jr. and R. B. GRAY: Experimental Relation between Induced Velocity, Thrust and Rate of Descent of a Helicopter Rotor as Determined by Windtunnel Test on Four Model Rotors, NACA TN 2474.
- 6) J. Meijer DREES, L. R. LUEASSEN and W. P. JENDAL: Airflow Through Helicopter Rotors in Vertical Flight, National Luchtvaart-Laboratorium, Amsterdam, Report V. 1535, December 1949.
- 7) A. GESSOW and G. C. MYERS, Jr.: Aerodynamics of the Helicopter, The MacMillan Company.
- 8) W. Z. STEPNIIEWSKI: Introduction to Helicopter Aerodynamics, Edwards Brothers Inc. Ann Arbor, Michigan. 1958.
- 9) W. CASTLES, Jr.: Flow Induced by a Rotor in Power-on Vertical Descent, NACA TN 4330, 1958.

航空機の非線型運動方程式の漸近解法*

遠 藤 浩**

An Asymptotic Solution of the Nonlinear Equations of Motion of Airplanes

Hiroshi Endō

Abstract

A method of solving the nonlinear equations of motion of an airplane is studied assuming that the nonlinear effect is weak and that the stability of a single oscillatory mode is critical. This is essentially a practical extension of BOGOLJUBOV and MITROPOL'SKI'S theory on nonlinear oscillation to airplane dynamics. The procedures of constructing the asymptotic solution of the critical mode are illustrated.

A numerical example is given in respect of the stability of Dutch roll in a low speed flight condition, where the nonlinearity is introduced by the transient stall of the tip of a wing due to a disturbance in roll. Especially estimated is the time to double, or the time to half, of the amplitude of perturbed motions, which serves as a criterion of stability. It is hereby proved to be dependent on the initial amplitude of perturbation, and this makes a distinct feature of nonlinear oscillation.

1. ま え が き

航空機の運動の線型理論では、じょう乱を微小と仮

定し運動方程式に現われる力やモーメントをじょう乱のべき級数に展開した1次項だけを採用している。じょう乱が大きくて高次項が無視できない場合の運動の安定を理論的に取り扱うには、非線型方程式を解かねばならないが、これに対する一般の解法は見出されていない。数値的に、またはアナログ的に解くことも可能であるが、解析的な解が求められれば非線型効果についての一般的理解を得ることができ、また個々の非線型項の果す役割を評価することが容易になる。

航空機のように多くの自由度を持つ系の運動の場合には一般に複数の運動のモードが現われ、系に非線型性があるとモード間の結合が起こって、無数の高次項が現れることが問題の解決を困難にしている。

ボゴリューボフとミトロポリスキーはその著書において線型に近い系の固有振動について論じているが、その中で多自由度の非線型振動系であっても固有な単周期状態が存在する場合は、1自由度の系と類似の方法で漸近的に解を求めることができることを示した¹⁾。航空機の運動は多数のモードの合成で、その中の1つだけが励起された単周期状態は一般には成立しないが、特定のモードが発散し易い状態にある場合には他のモードが減衰した後にもこのモードだけが残る、じょ

* 昭和40年11月26日 飛行機シンポジウムで講演
昭和40年1月16日原稿受理

** 航空宇宙技術研究所