Stresa, Italy (September 1978).

- 25) ROBERTS, Leonard: Recent Progress in Rotorcraft and Powered-Lift Research, Fourth European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum,

Paper No. 41, Stresa, Italy (September 1978).

- 26) BROWN, David A.: British Buy Boosts Chinook Civil Version, Aviation Week & Space Technology (December 4, 1978).

局所運動量理論による変動空気力の計算法*

東

昭**

1. 局所運動量理論の紹介

PRANDTL によれば、速度 V で進行するある有限翼幅 b の翼に働く揚力 L は、その翼幅を直径とする円に入る流体の単位時間当りの質量、 $m = \rho\pi(b/2)^2 V$ に十分後流での吹下し速度 $2v$ を掛けたものとして、

$$L = 2mv = 2\rho\pi(b/2)^2 Vv \quad (1.1)$$

で与えられる。このときの揚力分布と吹下し分布は、第1図に示される形で、大事なことは翼内では吹下しが一定であるということ、翼外では吹上げが翼端近くに限られるということである。

一般の直線翼では、翼幅が翼弦に対してそれほど小さくない限り、翼は一本の固定渦からなる揚力線で代表される。そこで、この翼を第2図のように、 n 個の楕円翼の集合からなるものとみなしてみよう。このとき全揚力は

$$\left. \begin{aligned} L &= \sum_{i=1}^n L_i = \sum_{i=1}^n 2m_i \Delta v_i \\ &= \sum_{i=1}^n 2\rho\pi(b_i/2)^2 V \Delta v_i \end{aligned} \right\} \quad (1.2)$$

で与えられる。またもし各楕円翼外の吹上げを無視できるなら、その揚力分布と吹下し分布は

第1図 楕円翼の吹下し分布

$$l = \sum_{i=1}^j l_i(\xi) = \sum_{i=1}^j (4L_i/\pi b_i) \sqrt{1-\xi^2} \quad (1.3)$$

$$v_j = \sum_{i=1}^j \Delta v_i \quad (1.4)$$

で与えられ、ここに

$$\xi = y/(b_i/2) = \eta/(b/b_i), \quad |\xi| < 1.0 \quad (1.5)$$

である。

j 番目の楕円翼の誘導速度 v_j を決定するには j 番目と $j+1$ 番目の翼の間の翼素に働く揚力の比較、つまり

$$\begin{aligned} l_j &= \int_{\eta_j}^{\eta_{j+1}} \frac{1}{2} \rho V^2 c_j a \\ &\times \left\{ \theta_j - \sum_{i=1}^j \Delta v_i / V \right\} d\eta / (\eta_{j+1} - \eta_j) \\ &= \sum_{i=1}^j 2\bar{m}_i \Delta v_i \end{aligned} \quad (1.6)$$

ここに

$$\begin{aligned} \bar{m}_i &= \int_{\eta_j}^{\eta_{j+1}} \rho b_i V \sqrt{1-(b/b_i)^2 \eta^2} d\eta / (\eta_{j+1} - \eta_j) \\ c_j &= c |_{\eta=(\eta_j+\eta_{j+1})/2}, \quad \theta_j = \theta |_{\eta=(\eta_j+\eta_{j+1})/2} \end{aligned} \quad (1.7)$$

(1.6) 式を解いて Δv_i を求め、これを (1.3) 式と (1.4) 式に代入すればよい。第3図がアスペクト比 $AR=6$ の直線翼をこの方法で解いたものを示している。MULTHOPE による正解もそこに示した。本理論では吹上げを無視したが、これを無視することなく解くか、または無視した解を第一次近似として iteration をかけて修正してゆけば、正解と一致する分布となるのは当然である¹⁾。

2. 回転翼への応用

前記局所運動量理論を回転翼に応用する場合に、問題が二つある。一つは回転翼では翼の回転による翼幅方向速度分布が三角形で、したがって前進中は第4図に示されているように梯形の剪断流の中での翼であること、もう一つはあるブレードの流れ場は、しばしば先行ブレードの後流内にあることである。

第一の問題は、 i 番目の翼の平均的流速をその翼の

* 昭和53年12月8日、第16回飛行機シンポジウムで講演。昭和54年3月12日原稿受理 Calculations of Air-loading by Means of Local Momentum Theory

** 東京大学宇宙航空研究所 Akira Azuma

第2図 楕円翼の集合とみなされる任意の翼

第3図 固定翼の空気力と吹下し分布

中心にとることによいことが証明されている¹⁾。すなわち

$$\begin{aligned} m_i &= \rho \pi (b_i/2)^2 V_{i,c} \\ &= \rho \pi \{ R(1-x_i)/2 \}^2 \{ V \sin \phi + RQ(1+x_i)/2 \} \end{aligned} \quad (2.1)$$

第4図 楕円翼の集合とみなされる回転翼

第5図を参照して、固定翼同様に荷重分布と吹下し分布が組み立てられる。そのときのブレードの翼幅方向座標 x と各楕円翼の座標 ξ との関係は

$$\begin{aligned} x &= \{(1+x_i) + \xi(1-x_i)\}/2 \\ \text{または} \quad \xi &= \{2x - (1+x_i)\}/(1-x_i) \end{aligned} \quad (2.2)$$

である。また荷重分布は

$$\begin{aligned} l_i &= \int_{x_i}^{x_{i+1}} \frac{1}{2} \rho V_i^2 c_i a(\theta_i - \phi_i) dx / (x_{i+1} - x_i) \\ &= \int_{x_i}^{x_{i+1}} \sum_{j=1}^i \{ 4L_j / \pi R(1-x_j) \} \\ &\quad \times \left[\left\{ RQx + V \sin \left(\phi_{k,0} + \sum_{\lambda=1}^j \Delta \phi_{\lambda} \right) / V_{j,c} \right\} \right. \\ &\quad \times \sqrt{1 - \{(2x - 1 - x_j)/(1-x_j)\}^2} dx / (x_{i+1} - x_i) \end{aligned} \quad (2.3)$$

ここに

$$\begin{aligned} V_{j,c} &= V \sin \left(\phi_{k,0} + \sum_{\lambda=1}^j \Delta \phi_{\lambda} \right) + RQ(x_j + x_{j+1})/2 \\ c_j &= c | x = (x_j + x_{j+1})/2, \quad \theta_j = \theta | x = (x_j + x_{j+1})/2 \\ \phi_j &= (V_N + v_{i,m} + v_{j,k})/V_j, \quad V_N = V \sin i \\ L_j &= 2\rho \pi (b_j/2)^2 V_{j,c} (v_{j,k} - v_{j-1,k}) \end{aligned} \quad (2.4)$$

第二の問題は、回転面上のある局所場において、先行ブレードが通過後、その吹下しがどうなるかということである。とくに次のブレードがそこに来たときに、その吹下しがわかっていないといけないのであるが、複数個の先行ブレードがそこを叩いたときの値に対してどう変わったかということである。これに対

第5図 回転翼の空気力と吹下し分布

しては減衰係数 (attenuation coefficient) C が導入された。すなわち第6図を参照して、(a)時間 $t=j-1$ のとき、局所 (l', m') 点でのブレード要素は水平飛行速度が $V_{i,j-1,k}$ 、垂直速度成分が $V_{N,l',m',j-1}$ 、先行ブレードの残した吹下しが $v_{l',m',j-1}$ 、そして自分がそこを通過することで下に叩いた空気の吹下しが $v_{i,j-1,k}$ である。ただし $V_{i,j-1,k}$ は(2.4)式の V_i から、また $V_{N,l',m',j-1}$ は(2.4)式の常数 V_N かまたはロータやブレードが動いているときは

$$V_N = V \sin i + V \cos i \cdot \beta \cos \psi + R(x - x_\beta) \dot{\beta} - R x(q \cos \psi + p \sin \psi) \quad (2.5)$$

から計算されよう。

ここに β はフラッピング角、 $R x_\beta$ はフラッピング・ヒンジ位置、そして p と q はそれぞれローリングおよびピッチング角速度である。

次に(b) $t=j$ の時間では、ブレードが局所 (l, m) 点まで動き、そこでは $(j-1)$ の (l', m') 点と同じ状態である。ただ後に残された (l', m') 点では一般垂直流はそのままであるが、吹下し流は減衰係数が先の吹下し流速の和に掛かって、 $C l' m'^{j-1} (v_{l', m', j-1} + v_{i, j-1, k})$ となる。これはそこの空気が下方に下がっていき、そこに新たに入ってくる空気の誘導速度は、前進してしまっているブレードや、下降してしまった渦面で作られるからである。その様子を第7図に示した。

そこで、変形をも考慮した自由渦で BIOT-SAVART 則を使ってきちんとそのときの誘導吹下し速度を計算するのが、いわゆる渦理論であるが、これはしかし、たいへんな労力を使ううえに、下手をすると計算が発散するかもしれない。ここでは自由渦の後流を半無限円柱面で代表し、その上面はブレードがそこを叩いたときに回転面上にあったとし、その後下方に $z = (V \sin i + v_0) \Delta t$ 、後方に $(V \cos i) \Delta t$ だけ下がったとして、そのときのそれぞれの吹下しの比で与えられるものとした。

$$C l' m'^{j-1} = v_{l', m'}(\chi, z) / v_0(\chi, 0) \quad (2.6)$$

ここに

$$\chi = \tan^{-1} \{ V \cos i / (V \sin i + v_0) \} \quad (2.7)$$

(c) 時間 $t=j+1$ でもまったく同様の手続きが行なわれることは図からただちに理解されよう。このようにして C が定められ、 C を掛けることで通過後の吹下し速度の時間的経過が与えられ、これらが回転翼面上およびその後流中で計算機のメモリーに貯えられてゆけば計算は容易に進められる。

さらに、考えている局所に先行ブレードの翼端のすぐ外が通過した場合には、吹上げが残っている。第8図にはそのような場合が、(a) 単回転翼、(b) タンデ

第6図 減衰係数の意味

第7図 減衰係数を定める渦系
(a) When a blade just hits a local station,
(b) After the blade has passed over that station

第8図 吹上げの影響
(a)単回転翼, (b)タンデム・ロータ

ム・ロータに対して示されている。幸い楕円翼の翼外の吹上げはすでに第5図にも示されたように解析式で与えられるので、 n 個の楕円翼のそれらを合計したも

のが、そこに残される吹上げで、これにこれまで同様減衰係数を掛けていけば問題なく、次の段階へ進める¹⁾。

第9図 ホバリング中のロータ・ブレードの空気力分布

3. 計算例

3.1 ホバリング飛行中の荷重分布 ホバリング中の回転翼のブレード荷重分布を本理論で計算した例を、他の理論や実験値と比較して第9図に示す。 C が一定の場合でも、遜色なく他理論²⁾や実験結果³⁾とよく合うことが理解されよう。

3.2 前進飛行中の荷重分布とその変動 第10図は前進飛行中の荷重分布とその変動を示している。これも実験値⁴⁾とよく合っていることが看取されよう。ここでは C を一定として計算しておいた。図中 $\psi = 180^\circ$ では $r/R = 0.7$ 付近で段差が見られる。これはちょうど、先行ブレードの翼端渦がこのところを打つため、翼外の吹上げが計算に入っていることで求められている。

3.3 コレクティブ・ピッチに対する応答 コレクティブ・ピッチにランプ状入力を与えたときの応答が第11図に示されている。空気力の推力はピッチの増しに応じていったんは上昇するが、途中で減少する。これはブレードのフラッピング運動に基づく迎角の減

第11図 コレクティブ・ピッチ作動による変動

少のためであって、またオーバシュート後の減少は後流渦の完成による吹下しの増加のためである。たいへ

第10図 前進飛行中のロータ・ブレードの空気力分布

(a) Thrust Coefficient

(b) Inflow Ratio at $r/R=0.75$

第12図 運動量理論との比較

第13図 サイクリック・ピッチ作動によるフラッピング応答

第14図 タンデム・ロータのホバリング中の吹き下し分布

第15図 前進飛行中のタンデム・ロータの吹き下し分布

んな努力を要する渦理論⁵⁾とよく一致している点に注目されたい。

第12図は古い運動量理論で回転翼を円板と考えると、この付加質量を $M_0 = (8/3)\rho R^2$ としたときおよびそれを2倍したときの推力変化と吹下し変化がどう変わるかという計算⁶⁾と、本理論の結果と合わせて示したものである。これから付加質量は M_0 とすることが妥当といえる。

3.4 サイクリック・ピッチに対する応答 サイクリック・ピッチをステップ状に入力したときのフラッピングの変動を $\beta_1 = -\beta_{1r} + i\beta_{1c}$ という複素面で画いたのが第13図である。簡単なモーメント理論との比較で与えられているが、モーメント理論は吹下しを一定としなくて扱おうと、結構よい結果を与えることがわかる。

3.5 タンデムロータの吹下し タンデムロータにも本理論は応用できる。第14図はホバリングしている場合の誘導速度分布を簡単なモーメント理論と比較した。また第15図は前進飛行中の場合で、ここでは時間の経過とともにつまりブレードの方位変化に対して吹下しの強さが変動するので、その最大値、最小値、および平均値を合わせて示しておいた。

3.6 その他への適用 本理論は上述のように定常

的な回転翼の動きのみならず、非定常な動きに対する適用においてとくに偉力を発揮する。コアクシアルロータの性能、突風に対する応答、操縦応答等に対して良い解を与えてくれるが、今回は省略する。

参考文献

- 1) AZUMA, A. and KAWACHI, K.: Local Momentum Theory and Its Application to the Rotary Wing, AIAA 8th Fluid and Plasma Dynamics Conference, Paper No. 75-869 (1975).
- 2) ICHIKAWA, T.: Linearised Aerodynamic Theory of Rotor Blades (III) Technical Report of National Aerospace Laboratory in Japan, NAL TR-100 (1966).
- 3) MYER, John R., Jr. and FALABELLA, Gaetano, Jr.: An Investigation of the Experimental Aerodynamic Loading on a Model Helicopter Rotor Blade, NACA TN 2953 (1953).
- 4) CHEIMAN, James and LUDY, Leroy H.: Qualitative Evaluation of Effect of Helicopter Rotor-Blade Tip Vortex on Blade Airloads, NASA TN D-1637 (1963).
- 5) SEGEL, L.: Air Loading on a Rotor Blade as Caused by Transient Inputs of Collective Pitch, USAAVLABS Tech. Ref. 65-65 (1965).
- 6) CARPENTER, Paul J. and FRIDOVICH, Bernard: Effect of a Rapid Blade-Pitch Increase on the Thrust and Induced-Velocity Response of a Full-Scale Helicopter Rotor, NACA TN 3044 (1953).

動的荷重の計算法とその結果の考察*

河 内 啓 二**

1. ま え が き

回転翼に働く空気力の時間的変動は操舵、外乱等の入力に起因するものと、前進速度によって流れの対称性がくずれることに起因するものとに大別できる。これらを精度よくかつできる限り簡単に推定する方法が各種提案されているが、そのうちから代表的なものを選び比較検討してみたい。

2. 前進飛行中の空気力の変動

2.1 ブレードに働く空気力 第1図に前進飛行中の回転翼のブレードに働く空気力を各種の解析法で計算し、飛行試験結果¹⁾と比較して示した。とりあげた解析法は次のとおりである。①局所運動量理論²⁾⁻⁴⁾(誘

導速度変化率一定, $c=0.86$), ②局所運動量理論⁵⁾(誘導速度変化率変数, $c=c(r, \phi, v)$), ③円筒型の渦系を仮定した簡単な渦理論^{6), 7)}, ④次式で定められる誘導速度分布⁸⁾ ($v=v_0(1+x \tan(x/2) \cdot \cos \phi)$), ⑤一定の誘導速度分布, ⑥固定螺旋型渦系を仮定した渦理論⁹⁾, ⑦変形渦系を仮定した渦理論⁹⁾。そのうち①~⑤は筆者が計算を行ない、⑥, ⑦は結果を引用したものである。計算はフラッピングの方程式をルンゲクッタ法で解き空気力の計算と連立させる手法で行なった。ブレードピッチ角は実測値を使用したため 2ϕ 以上の高次項を含んでいる。二次元揚力傾斜は①, ②では風洞実験¹⁰⁾より得られた 6.27 を用い、③, ④, ⑤では①, ②の結果と推力の大きさを同じ程度にするため通常用いられる 5.73 を用いた。また④, ⑤では翼端損失係数 0.97 を用いた。第1図(A)は $x=0.74$ における単位長さ当りのブレードに働く空気力の変動を①, ⑥, ⑦の方法により推定し²⁾⁻⁴⁾、無次元半径 $x=0.75$ において計測された実験値とともに方位角 ϕ に対して示

* 昭和53年12月8日、第16回飛行機シンポジウムで講演。昭和54年3月31日原稿受理 A Calculation of Airloading on the Rotary Wing and Its Evaluation

** 航空宇宙技術研究所 Keiji KAWACHI