生物の運動に見られる非定常空気力学*

東

昭**

1. 翼の使い方の種類

翼は薄い板状の物で、その用い方にはいろいろな種類がある。第1図にその代表例を示した。

(a)は羽搏き (beating) 翼で、翼幅方向の一端に前後に走る水平ヒンジがあり、他端が上下に振られるので先端に行くほど、上下運動 (heaving) の振幅が大きくなる。これにピッチを変える feathering を混ぜること、また必要に応じて前後振動 (lagging) を加えることは容易であり、したがって揚力と推進力の両方を発生する飛行に使われる。昆虫では、巨視的に見てただ1個のユニバーサルジョイントでそれが行なわれるが、鳥では2~3個のヒンジが追加される。ヒンジが2個の場合では、内外翼の羽搏きの位相差をずらせ、打上げ時では、手首から先の外翼が下方に折り曲げられるモードをとることで、そのときの外翼の揚力損失を減らすことが可能である。ヒンジが1個の場合には、昆虫のそれに似て、翼型の変形と大きい feathering の追加が認められる。

(b)は扇ぎ (fanning) 翼で、左右に水平または上下に垂直に走るヒンジが翼弦方向にあり、翼は上下、または左右に振られるが、ヒンジが1個のときは heaving と feathering の位相は同期している。ヒンジが複数個あると、長さの組合わせを変えることで、任意の位相差が得られる。魚の尾鰭がこの翼運動を利用するが、ヒンジが1個では feathering を混ぜることは鰭の弾性変形にたよるほかない。したがってこの運動では平均揚力が零となり、それを利用する飛行は無理で、もっぱら推進力発生に使われる。

(c)は漕ぎ (sweeping) 翼で、翼幅方向一端の垂直ヒンジ周りに左右に翼が振られ (lagging され) るので、翼の他端程振幅、したがって翼素への流体速度が早くなる。これに feathering 運動を追加することで、揚力が発生し、和船の櫓のように水平に対して斜めになっていれば、その正弦成分として推進力も得られる。その余弦成分は手もとのロープで船体に伝えられ

て、船頭の負担にはならない。生物では、鳥の離陸時の初期でまだ体に速度がないときの羽搏きや、魚の胸鰭や蟹の遊泳脚による泳ぎでこの運動が見られる。

(d)は cyclo-gyro 翼で、翼面に平行な水平または垂直の軸の周りに翼が回されるもので、翼型の選び方にもよるが、適当な feathering の混合で回転軸に垂直な任意の方向に揚力と推進力とを発生させることができる。

(e)は回転 (rotary) 翼で、翼の一端にあって翼面に垂直な軸の周りに回転させられるので、他端は流速が大きい。(c)の漕ぎの locomotion が一方向への回転運動に変わったものともいえる。果翅の飛行に使われるが、適当に feathering を組み合わせることができれば、揚力や推進力の他にモーメントも発生させる。ヘリコプタでは、フラッピングヒンジ等を設けて、回転翼の回転面を傾けることで、推力の方向を変えている。

(f)は犬掻き (paddling) 翼で、翼弦方向にあって翼面に平行なヒンジ周りに揺られた heaving 運動が (b)の扇ぎと違って、進行方向に向かって行なわれるので、これまでの揚力を利用する翼と違って抗力と慣性力を利用する。ボートのオールを漕ぐときとかパドルスティーマーの駆動輪に用いられるが、生物ではエビやシャコの遊泳脚による推進にこれが用いられる。

さて、これらの翼の使い方で、興味のあることは、(i)翼素の運動の速度に変動が認められること、(ii) heaving と feathering が巧みに組み合わせられていること、(iii)抗力を利用するものでは付加質量に基づく慣性力も駆動に利用されていること等であろうか。

2. 2次元非定常翼の解析

進行方向に速度変動、

$$U = U_0 \{1 + \mu \sin(\Omega t)\} \quad (2.1)$$

がある場合に、それに垂直な方向の heaving と、ピッチを変える feathering 変動、

$$h = h_0 e^{i(\omega t + \phi_h)}, \quad \theta = \theta_0 + \theta_1 e^{i(\omega t + \phi_\theta)} \quad (2.2)$$

が加えられると、そこに働く流体がどうなるかを考えてみよう。

翼運動は微小とし、第2図のように、後流渦も一平面上にあるものとする。境界条件は

$$\dot{h} + U\theta + (x - ab)\dot{\theta} + w_b + w_w = 0 \quad (2.3)$$

* 昭和55年4月8日、日本航空宇宙学会第11期年会シンポジウムにて講演したものに加筆。昭和55年6月11日原稿受理 Unsteady Fluid Dynamics Related to the Motion of Living Creatures

** 東京大学宇宙航空研究所 Akira AZUMA

第1図 Modes of wing motion.

第2図 Coordinate of wing and wake vortices.

で与えられるが、ここに w_b および w_w はそれぞれ翼面上の渦および後流渦による吹き下し速度、

$$\left. \begin{aligned} w_b &= \int_{-b}^b \{ \gamma_b(\xi, t) / 2\pi(\xi - x) \} d\xi \\ w_w &= \int_b^\infty \{ \gamma_w(\xi, t) / 2\pi(\xi - x) \} d\xi \end{aligned} \right\} \quad (2.4)$$

である。渦の強さを、翼面上では GLAUERT 級数、

$$\gamma_b(\xi, t) = A_0 \tan(\sigma/2) + \sum_{n=1}^{\infty} A_n(t) \sin(n\sigma), \quad (2.5)$$

後流では次の調和振動、

$$\gamma_w(\xi, t) = \bar{\gamma}_w e^{i\omega(t-f(\xi))} \quad (2.6)$$

で表わすことにする¹⁾。ただしここに

$$f(\xi) = (1/\Omega) \left[k_0 \xi^* - \mu + \sum_{n=1}^{\infty} (2/n) J_n(n\mu) \right. \\ \left. \times \sin \{ n(k_0 \xi^* - \mu + \pi/2) \} \right] \quad (2.7)$$

$$\left. \begin{aligned} \xi^* &= \xi/b = \cos \sigma \\ k_0 &= b\Omega/U_0 \end{aligned} \right\} \quad (2.8)$$

である。 $f(\xi)$ は翼が、 $\xi = \int_0^t U(t) dt$ 進むに要する時間である。

境界条件 (2.3) およびベルヌーイの式と速度ポテンシャルの満たすべき式、

$$\partial\phi/\partial t + U(\partial\phi/\partial x) + p/\rho = q(t) \quad (2.9)$$

$$\Delta\phi = \int_{-b}^b \gamma_b(\xi) d\xi, \quad (2.10)$$

さらに、渦に関する HELMHOLTZ の式と後縁の KUTTA の条件式、

$$\left. \begin{aligned} \Gamma_b &= \int_{-b}^b \gamma_b(\xi) d\xi = \int_{-b}^{\infty} \gamma_w(\xi) d\xi \\ d\gamma_w/dt &= \partial\gamma_w/\partial t + U\partial\gamma_w/\partial\xi = 0 \end{aligned} \right\} \quad (2.11)$$

を使って、揚力とモーメントを求めると次式が得られる²⁾：

$$\left. \begin{aligned} C_l &= l/\rho U_0^2 b = 2\pi(U/U_0) \\ &\times \left\{ (h/U_0) + (U/U_0)\theta + \left(\frac{1}{2} - a \right) (b\dot{\theta}/U_0) \right\} C^* \\ &+ \pi(b/U_0)(\partial/\partial t) \{ (h/U_0) + (U/U_0)\theta - a(b\dot{\theta}/U_0) \} \\ C_m &= m/2\rho U_0^2 b^2 \\ &= \pi \left(a + \frac{1}{2} \right) (U/U_0) \left\{ (h/U_0) + (U/U_0)\theta \right. \\ &+ \left. \left(\frac{1}{2} - a \right) (b\dot{\theta}/U_0) \right\} C^* \\ &- \frac{1}{4} \pi (U/U_0) (b\dot{\theta}/U_0) \\ &+ (b/U_0)(\partial/\partial t) \left[a \{ (h/U_0) + (U/U_0)\theta \} \right. \\ &- \left. \left(\frac{1}{8} + a^2 \right) (b\dot{\theta}/U_0) \right] \end{aligned} \right\} \quad (2.12)$$

ここに

$$C^* = \frac{\int_1^\infty \{ \xi^* / \sqrt{\xi^{*2} - 1} \} e^{-ik\xi^*} P(\xi^*, \mu) d\xi^*}{\int_1^\infty \{ (\xi^* + 1) / \sqrt{\xi^{*2} - 1} \} e^{-ik\xi^*} P(\xi^*, \mu) d\xi^*} \quad (2.13)$$

$$P(\xi^*, \mu) = \exp \left\{ i \left[(\omega/\Omega)\mu - (\omega/\Omega) \sum_{n=1}^{\infty} (2/n) J_n(n\mu) \right. \right. \\ \left. \left. \times \sin \{ n(k_0 \xi^* - \mu + \pi/2) \} \right] \right\} \quad (2.14)$$

つまり C^* は非定常の減衰効果を示す関数で、水平速度成分が0すなわち $\mu=0$ のとき、 $P(\xi^*, 0)=1$ となり、したがって C^* は THEODORSEN 関数の C と一致して $C^*=C=F+iG$ となる。また速度変動率 μ が

第3図 Wing in a vertical gust.

それほど大きくなければ、 $\mu \ll 1$, C^* は C で近似できる。

同様に第3図に示されるように、垂直上下突風

$$w_G = \bar{w}_G e^{i\kappa(X-X_0)} \quad (2.15)$$

が吹いているところへ、翼が突込んだ場合の揚力係数の変動は、

$$C_l = l/\rho U_0^2 b = 2\pi(U/U_0)(\bar{w}_G/U_0)S^* \quad (2.16)$$

で与えられるが、ここに S^* は突風に対する減衰効果を示す関数として

$$S^* = \{J_0(\kappa b) - iJ_1(\kappa b)\} C^* + iJ_1(\kappa b) \quad (2.17)$$

で表される。水平速度一定 ($\mu=0$) のとき、この S^* は SEARS の関数

$$S = \{J_0(k_G) - iJ_1(k_G)\} C(k_G) + iJ_1(k_G) \quad (2.18)$$

と一致する。ここに $k_G = \kappa b$ 。

3. 推進力と推進パワ

2次元翼が上下に heaving と feathering の運動

$$\left. \begin{aligned} h &= h_s \cos(\omega t + \phi_h) \\ \theta &= \theta_0 + \theta_s \cos(\omega t + \phi_\theta) \end{aligned} \right\} \quad (3.1)$$

を行なうと、前向きの推進力が得られる。それはよくいわれるように、たとえば(1)翼の下降運動で増した迎角分だけ揚力が前傾すると考えてもよく、(2)前縁に働く吸引力であると考えてもよい。ただし、(1)と(2)の推進力には若干の差があって、(2)の考えでは feathering のみの変動でも推進力が発生する。平均推進力を係数の形で書き下すと次のとおりである³⁾：

$$\left. \begin{aligned} \bar{C}_t &= \bar{t}/\rho U_0^2 b \\ &= C_{t_{m,s}} \theta_s^2 + C_{t_{h,s}} \theta_s (kh_s/c) \cos(\phi_h - \phi_\theta - \phi_{\theta h}) \\ &\quad + C_{t_{hh,s}} (kh_s/c)^2 \end{aligned} \right\} \quad (3.2)$$

ここに

係 数	(1) の 方 法	(2) の 方 法
$C_{t_{m,s}}$	0	$\pi \left\{ F^2 + G^2 - F + k^2 \left(F^2 + G^2 - F + \frac{1}{2} \right) \right\}$
$C_{t_{h,s}}$	$2\pi \left[\left\{ -F + kG + (k/2)^2 \right\}^2 + \left\{ G + k \left(F + \frac{1}{2} \right) \right\}^2 \right]^{1/2}$	$2\pi \left[\left\{ F - 2F^2 - 2G^2 + kG \right\}^2 + \left\{ G + k \left(2F^2 + 2G^2 - F + \frac{1}{2} \right) \right\}^2 \right]^{1/2}$
$C_{t_{hh,s}}$	$4\pi F$	$4\pi (F^2 + G^2)$
$\phi_{\theta h}$	$\tan^{-1} \left[\frac{-F + kG + (k/2)^2}{G + k \left(F + \frac{1}{2} \right)} \right]$	$\tan^{-1} \left[\frac{F - 2F^2 - 2G^2 + kG}{G + k \left(2F^2 + 2G^2 - F + \frac{1}{2} \right)} \right]$

である。また k は無次元振動数で $k = \omega b/U$ 。

平均推進力を最適ならしめるには

$$\phi_h - \phi_\theta = \phi_{\theta h} \quad (3.4)$$

が必要であるが、第4図は、この位相差 $\phi_{\theta h}$ を示したものである。位相差は、無次元振動数 k の小さいときに -90° 、 k の大きいときに、(1)では $+90^\circ$ に、また(2)では 0° に近づけるといことがわかる。

無次元振動数 k の値はヘリコプタのロータでは 0.1 以下、鳥や昆虫の羽搏き飛行で 0.1~0.3 程度、魚の尾鰭の扇ぎで 0.3~0.8。一般に巡航時ではかように小さい値を用いるが、発進・停止時では大きい値を使う。たとえば魚の発進時には k は 1 を越す。一点ヒンジの扇ぎでは位相が同期して $\phi_{\theta h} = 0$ なので、発進時

に $k > 1.0$ の範囲を使うことは当然といえる。

第4図 Phase difference between heaving and feathering motions for the maximum mean thrust.

第5図 Amplitude ratio between the feathering and heaving motions for the maximum thrust.

さらに第5図には平均推進力を最大ならしめる feathering と heaving の振幅比 $\theta_s/(kh_s/c)$ が k の関数として示されている。図中のパラメタは後述の効率である。無次元振動数 k が大きくなるにつれて、効率が落ちるとともに、feathering の振幅比を減らしてゆくこと、そして $k \approx 0.4$ 前後で最小比となり、以後再び feathering の割合を増やすほうがよいことがわかる。

次に平均パワーを係数で示すと、

$$\left. \begin{aligned} \bar{C}_p &= \bar{p}/\rho U_0^3 b = (l\dot{h} - m_c/4\dot{\theta}) \left/ \frac{1}{2} \rho U_0^3 c \right. \\ &= C_{p\theta\theta} \theta_s^2 + C_{p\theta h} \theta_s (kh_s/c) \cos(\phi_h - \phi_\theta - \phi_{\theta h}) \\ &\quad + C_{p h h} (kh_s/c)^2 \end{aligned} \right\} \quad (3.5)$$

ここに

$$\left. \begin{aligned} C_{p\theta\theta} &= (\pi/2) k^2 \\ C_{p\theta h} &= 2\pi \left[\{-F + kG\}^2 + \left\{ G + k \left(F + \frac{1}{2} \right) \right\}^2 \right]^{1/2} \\ C_{p h h} &= 4\pi F \\ \phi_{\theta h} &= \tan^{-1} \left[\{-F + kG\} / \left\{ G + k \left(F + \frac{1}{2} \right) \right\} \right] \end{aligned} \right\} \quad (3.6)$$

また推進効率は

$$\eta = \bar{e} U_0 / \bar{p} = \bar{C}_e / \bar{C}_p \quad (3.7)$$

で与えられるが、推進力係数そのものでなく推進力係数の振動速度の2乗に対する傾斜、すなわち $\bar{C}_e / (kh_s/c)^2$ が一定という条件の下で、パワー係数最小が最適効率を与えるものとする。このときの位相差 $(\phi_h - \phi_\theta)_{\max}$ を画いたのが第6図で、またそのときさらに第7図に示される振幅比を選ぶことで、効率が最大となる。

なお、第4図～第7図で点線で画かれたものは feathering の代わりに迎角、

$$\alpha = \theta + \dot{h}/U = \alpha_0 + \alpha_s \cos(\omega t + \phi_\alpha), \quad (3.8)$$

第6図 Phase difference between heaving and feathering motions for the maximum efficiency.

第7図 Amplitude ratio between feathering and heaving, and angle of attack and heaving for the maximum efficiency.

に関わるもので、ここに

$$\left. \begin{aligned} \alpha_0 &= \theta_0 \\ \alpha_s &= \sqrt{\theta_s^2 + (h_s \omega / U)^2} \\ \phi_\alpha &= \tan^{-1} \left[\{ \theta_s \sin \phi_\theta + (h_s \omega / U) \cos \phi_h \} / \{ \theta_s \cos \phi_\theta - (h_s \omega / U) \sin \phi_h \} \right] \end{aligned} \right\} \quad (3.9)$$

である。

4. 3次元翼としての考察

3次元翼は2次元翼の特性をもつ翼素が、3次元吹下し場で作動しているものと近似する、いわゆる翼素理論がいちばん使いやすい。この理論は、翼を揚力面と考えなければならないほど、後退角が大きい、アスペクト比が小さい場合を除いて、多くの適用例においてその有効性が立証されている。

非常運動を行っている3次元翼の吹き下し分布を

(a) Lift distribution

(b) Propulsive force distribution

第8図 Spanwise lift and propulsive force.

求め、したがって翼幅方向の揚力分布や推進力分布を求めるには、局所運動量理論 (LMT) が有効である。その詳細は文献^{4)~6)}にゆずることにして、ここでは次の2例: (i) 羽搏き翼の揚力と推進力分布 (第8図) および (ii) 回転翼が step 状突風に入った場合の推進力変動 (第9図) の例を上げるにとどめる。

(i) の例では、ジョイントが2個になって、打上げにおいて翼端側を下に折り曲げると、そこでの負の揚力が著しく減らされて、平均揚力が増すのがみとれよう。推進力にはさほどの影響がないから、揚力をあまり問題にしない水中生物の泳ぎでは、このようなことは不要である。

(ii) の例では、突風風洞における回転翼のモデルのステップ応答が示されている。推力変動がこのような雑音が多く綺麗に計測できるような精度の良い模型と計測器が開発できたことと、またその実験結果によく

(a) Wave form of gust in wind tunnel

(b) Experimental result

(c) Theoretical result for a mathematical step gust

第9図 Thrust response for a step gust.
($\mu=0.15$, $\theta_0=6^\circ$)

合う理論計算 (LMT) が確立されたことに注目していただきたい。いわゆる従来の渦理論等を使って、このような突風応答の計算を、これだけの精度で計算できた例はないはずである。

5. 将来への展望

生物の運動のメカニズムが、将来航空機の飛行や、船舶の推進にそのまま用いられる可能性は薄い。すでに人類は、それらにつき巧みなメカニズムを開発済みであるから、ただ比強度の高い、しかも必要に応じては可撓性の豊かな複合材の開発は、回転翼の代りに羽搏き翼や扇ぎまたは漕ぎの翼、あるいは蛇行の細長物体の開発の可能性を示してくれるようになった。目的によってはそういったもののほうが便利な場合もあるし、効率だって悪くはないはずである。

もともとは回転翼の空力計算に便利のように開発された LMT は小振幅の羽搏き翼、扇ぎ翼、漕ぎ翼等にも使えることが示された。現在は、それを大振幅のそれらにも適用できるように改善中である。もちろんプロペラや風車への応用はすでに実施済みである。しかし、プロペラも、船のスクルーや将来の高速ターボプロップのように、アスペクト比が小さく、振りが強く、後退角のついた、大きいソリディティの物になると、揚力線理論の適用は無理となり、どうしても揚力面理論に基づいた解析が必要である。圧縮性を取り入れた面理論の計算プログラムへの発展を夢見ているしだいである。そこでは流れの場の方程式とプロペラの弾性方程式とが同時に扱われ、境界条件は変形が考慮された形で与えられることになるだろう。

参考文献

- 1) MILLER, R. H.: Rotor Blade Harmonic Air Loading, AIAA J., Vol. 2, No. 7 (July 1964), pp. 1254-1269.
- 2) 斎藤 茂: ヘリコプタの突風応答, 東京大学大学院工学系学位論文 (1980. 3).
- 3) 佐藤真知子: 生物の飛行に見られる翼運動の解析, 東京大学大学院工学系学位論文 (1980. 3).
- 4) AZUMA, A. and KAWACHI, K.: Local Momentum Theory and Its Application to the Rotary Wing, J. Aircraft, Vol. 16, No. 1 (Jan. 1979), pp. 6-14.
- 5) AZUMA, A. *et al.*: Application of the Local Momentum Theory to the Aerodynamic Characteristics of Multi-Rotor Systems, Vertica, Vol. 3, No. 2 (1979), pp. 131-144.
- 6) 東 昭: 局所運動量理論による変動空気力の計算法, 日本航空宇宙学会誌, 第27巻, 第10号 (1979. 10), pp. 504-510.

空気力学から見た将来の超低空飛行ビークル*

安 東 茂 典**

1. 序 論

数ある Air Cushion Vehicle (ACV) のなかで本論では、周辺噴流型 GEM (Ground Effect Machine), と GEW (Ground Effect Wing) について述べよう。前者は水陸両用でホバー可能, 後者は ACV のなかでは最も高速かつ最も波浪から離れて運用しうる, という観点から ACV に属する各種コンセプトのなかでも特異な存在である。そのいずれもたしかにサイズを大きくすればするほど凌波性, ならびに経済性はよくなる。しかし飛行船ぐらいまでも巨大化する必要はない。

優れた乗物が具えるべき条件というものはいまでも私がここで述べるまでもない。だがとくに強調したいことは次の2点である: (a) 他の条件が同じであれば速度は速いほどよい。(b) 著しく巨大化する必要がない。

速度が速いことは乗客の時間経済とか乗客の好みとかだけでなく, 走行 1 km 当たりのパイロットの給料やビークル購入費が安くなるという理由で運航会社に着しい利益をもたらす。また遅いビークルの定時性は風向・風速により損われやすい。

巨大化しなければ経済的にならない飛行船は, 扱いにくくてなかなか主要な交通機関とはなりえない。

第1表は, ACV 中の, 側壁型, 全周噴流型, および GEW について主要性質の比較を示す。凌波性に関しては, 波が高くなると側壁型および全周噴流型は, 速度を下げ, 激しく揺動されながら多量の燃料を

消費しつつ走らなければならない。一方 GEW は, より高空へ航路を移さねばならないので揚抗比が低下し, やはり多量の燃料を消費することになるが, しかし激しい揺動は免がれる。被害がより少ないのはいうまでもなく GEW のほうである (GEW のなかでも地面効果外を安定に飛行しえないタイプは, 凌波性が悪く大洋横断能力をもちえないであろう)。安定性については, 側壁型および全周噴流型は一応十分であろう。一方, GEW のなかのあるタイプは安定性を与えるのに相当の努力を要するだろう。しかし, 凌波性の問題を解決するために地面効果外の飛行を選ぶならば, それはすでに開発済みのテクノロジーである固定翼飛行機の安定化問題に変換されてしまう。

このような考察に基づいて私は, 側壁型 ACV は速度は低いし水陸両用性はないし, たかだか水中プロペラ使用により騒音が少ないぐらいの長所しかなく, 全周噴流型にくらべれば, 在来船の方向への退歩であると思う。しかしその全周噴流型でさえも安定性以外の三項目では GEW に完全に圧倒されている (第1表で省略されたホバー能力が必要不可欠となるのは, ごく限られた用途だけであろう)。

その安定性も, 前述のように GEW にとってそれほどむずかしい問題ではなく, 凌波性と同時に解決さるべく, また解決可能な問題なのである。加うるに現代は幸運にも, CCV の時代である。制御技術への信頼性が高まったためにコントロール能力さえ十分であればほぼ中立に近い程度の空力的安定性が許容されるだろう。固有の安定性を重視するのあまり, 有抗揚抗比, 速度および凌波性の劣るコンセプトを選ぶなどは, ひと昔以上も前の考え方である。

このような理由で私は GEW が遠からず ACV の王座につく可能性が十分にあると予想する。そして GEW の中でも安定性に著しいウエイトをかけすぎで

* 昭和55年4月8日, 日本航空宇宙学会第11期年会シンポジウムにて講演。昭和55年5月9日原稿受理 Future Ground Effect Vehicles from the Aerodynamic Point of View

** 名古屋大学工学部航空学科 Shigenori ANDO