

立命館大学大学院

学生員 ○高橋寛臣

立命館大学理工学部

正会員 小林紘士

1. はじめに 近年、長大橋梁の空力弾性振動に対してアクティブコントロールの研究が盛んに行われているが、本研究では、図 1 に示すように桁の端部に航空機と同様の補助翼を設置し、それをアクティブコントロールすることによって生じる付加空気力を用いてガスト応答を制御することを目的とする。

2. 補助翼運動による空気力特性 図 1 に示す箱桁の構造諸元を表 1 のように想定する。補助翼運動による空気力係数、位相差をそれぞれ Theodorsen の空気力を用いて求めた¹⁾。このとき、振動数は桁の固有振動数を用いた。

例えば、下流翼運動を $\beta(t) = \beta_0 \cos \omega t$ とする。そのとき桁の受ける揚力は、 $L_\beta(t) = 1/2 \rho U^2 (2b) C_{L\beta} \beta_0 \cos(\omega t - \phi_{L\beta})$ となる。ここで、とする。揚力係数 $C_{L\beta}$ 、位相差 $\phi_{L\beta}$ を求めると、図 2 の(a)、(c)の■印のようになる。40m/sec 以上の領域に着目して、 $C_{L\beta}$ 、 $\phi_{L\beta}$ を近似すると、 $C_{L\beta} \cong -2.6$ 、 $\phi_{L\beta} \cong 180^\circ$ となる。この値を用いて β 運動による揚力を表すと $L_\beta(t) = 1/2 \rho U^2 (2b) \cdot (-2.6) \cdot \beta_0 \cos(\omega t - 180^\circ)$ となる。同様に、 β 運動によるモーメント、 γ 運動による揚力、モーメントを近似することができる。結局補助翼の正弦的運動による付加空気力は式(1)のように近似できる。

$$\left. \begin{aligned} L_\beta(t) &= \frac{1}{2} \rho U^2 (2b) \cdot 2.6 \cdot \beta(t) \\ L_\gamma(t) &= 0 \\ M_\beta(t) &= \frac{1}{2} \rho U^2 (2b)^2 \cdot 0.23 \cdot \beta(t - \Delta t) \\ M_\gamma(t) &= \frac{1}{2} \rho U^2 (2b)^2 \cdot (-0.15) \cdot \gamma(t) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

ここで $L_\beta(t)$ 、 $L_\gamma(t)$ 、 $M_\beta(t)$ 、 $M_\gamma(t)$ は上流翼、下流翼により発生する付加空気力、 Δt は、付加モーメントの時間遅れで、 $\Delta t = \phi_{M\beta} / \omega_a$ で求められる。 $\phi_{M\beta}$ は β 運動と付加モーメントの位相差、 ω_a はねじれ固有円振動数である。

3. コントロールのシミュレーション 補助翼を有する 2 次元平板箱桁に外力が作用する時の運動方程式は、(2)式で表される。

$$\left. \begin{aligned} m\ddot{h} + C_h \dot{h} + K_h h &= -(L_G(t) + L_{se}(t) + L_{ad}(t)) \\ I_a \ddot{\alpha} + C_a \dot{\alpha} + K_a \alpha &= M_G(t) + M_{se}(t) + M_{ad}(t) \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

$L_G(t)$ 、 $L_{se}(t)$ 、 $L_{ad}(t)$ はそれぞれガスト空気力、自励空気力、付加空気力である。 $M_G(t)$ 、 $M_{se}(t)$ 、 $M_{ad}(t)$ は、空力モーメントに関する同様の空気力である。なお、補助翼の質量は桁質量に比べ十分に軽いものとし、無視した。

また、補助翼運動による付加空気力は桁の応答速度と逆向き与え

Hiroomi TAKAHASHI, Hiroshi KOBAYASHI

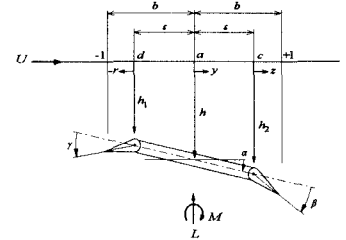


図1 補助翼付き2次元偏箱桁

表1 想定構造諸元

桁幅(m)	48.0
補助翼長(m)	8.0
桁高(m)	2.80
桁質量(tf/m)	35.0
たわみ固有振動数(Hz)	0.0516
ねじれ固有振動数(Hz)	0.1519

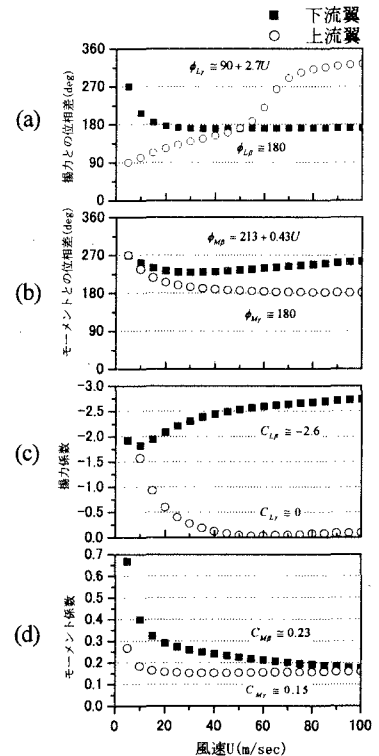


図2 位相差と空気力係数

ることにより制振することを試みる。

$$L_{ad} = C_{hv} \dot{h}, \quad M_{ad} = -C_{mv} \dot{\alpha} \quad (3)$$

$$C_{hv} = \frac{L_{Grms}}{\dot{h}_{rms}}, \quad C_{mv} = \frac{M_{Grms}}{\dot{\alpha}_{rms}} \quad (4)$$

(3)式の第1式の両辺の R. M. S. 値を求めると, $C_{hv} = \frac{L_{adrms}}{\dot{h}_{rms}}$ となるが, ここで, 付加空気力の R. M. S. 値, L_{adrms} とガスト空気力の R. M. S. 値, L_{Grms} を等しくなるよう C_{hv} の大きさをとることにした. すなわち C_{hv} , C_{mv} の値を (4) 式で与えた. $\dot{h}_{rms}$, $\dot{\alpha}_{rms}$ は桁の応答速度の R. M. S. 値であらかじめ無制御時の応答計算を実施し求めた.

(1) (3) 式より, 補助翼の制御則は (5) 式で与える.

$$\beta(t) = \frac{C_{hv}}{1.3\rho U^2(2b)} \dot{h}, \quad \gamma(t) = \frac{C_{mv}}{0.075\rho U^2(2b)^2} \dot{\alpha} + 1.53\beta(t - \Delta t) \quad (5)$$

本研究では, 表 1 に示すような構造諸元を想定し, 2 自由度運動方程式を用いて 2 次元解析を行った. 数値積分には Runge-Kutta 法を利用した. なお, このモデルのフラッター発現風速は 55m/sec である.

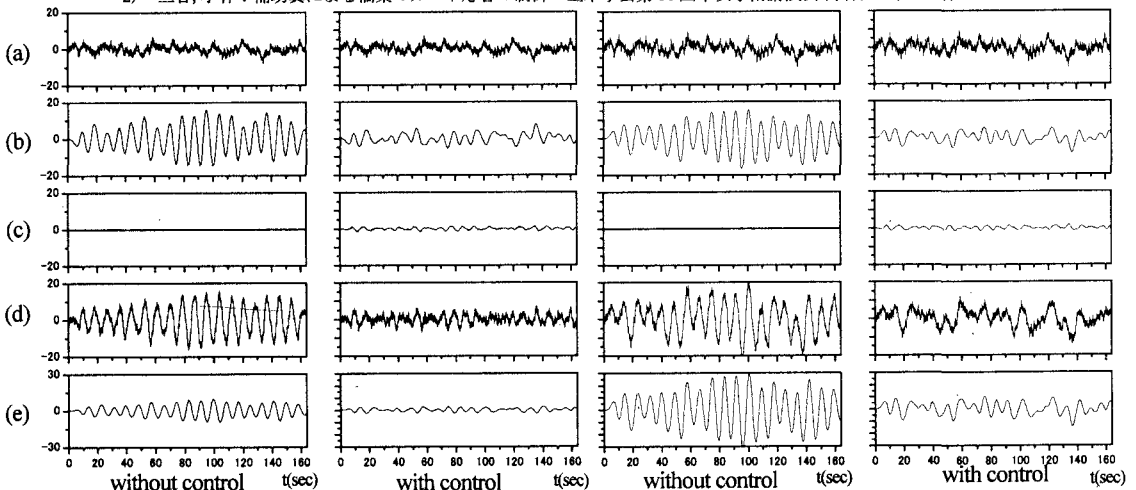
4. 解析結果 平均風速 40, 50, 60m/sec で解析を行った. 図 3 に平均風速 50m/sec における鉛直たわみ, ねじれそれぞれの結果を制御時, 無制御時ともに示す. 鉛直たわみガスト応答の R. M. S. 値は, 28.6% に, ねじれガスト応答の R. M. S. 値は, 34.8% に低減できた. 空気力に着目すると小さなコントロール空気力で自励空気力がかかなり低減できていることが分かる. このときの補助翼振幅の最大値は上流翼で 5° , 下流翼で 20° 程度であった. 従来の制御²⁾に比べると, 制御効果が大きく, 効率的な制御といえる.

平均風速 40m/sec では, 応答の低減は, 50%程度となった. フラッタ発現風速を超える, 平均風速 60m/sec では, 応答は発散し, 制御効果はほとんど見られなかった.

5. 結論 補助翼によるガスト応答の制御について数値的に検討したが, 両翼による制御で, 鉛直たわみ, ねじれの 2 自由度ガスト応答を効率的に制御することができた. 今後は, 実測空気力による解析, 実験的な検討が必要となる.

【参考文献】 1) 李, 小林: 2次元翼のアクティブフラッターサプレッション(第3報)日本航空宇宙学会誌 28 巻第 319 号

2) 三谷, 小林: 補助翼による橋梁のガスト応答の制御 土木学会第 56 回年次学術講演会(平成 13 年 10 月)



(1)鉛直たわみ

(2)ねじれ

(a) ガスト空気力 ($10^3 \cdot \text{N/m}$, $10^4 \cdot \text{N} \cdot \text{m/m}$), (b) 自励空気力 ($10^3 \cdot \text{N/m}$, $10^4 \cdot \text{N} \cdot \text{m/m}$),

(c) 付加空気力 ($10^3 \cdot \text{N/m}$, $10^4 \cdot \text{N} \cdot \text{m/m}$), (d) 全空気力 ($10^3 \cdot \text{N/m}$, $10^4 \cdot \text{N} \cdot \text{m/m}$), (e) 応答変位 (m, deg)

図 3 数値シミュレーション結果 ($U=50\text{m/sec}$, $I_w=5\%$, $L_w=80\text{m}$)