

補助翼によるガスト応答のアクティブコントロール

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. 本研究は, 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に示す偏平な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, 揚力係数 $C_{L\beta}$, 位相差 $\phi_{L\beta}$ を求めると, 図2の(a), (c)の実線ようになる. 無次元風速が約 5.1 から 12.8 の範囲で, $C_{L\beta}$, $\phi_{L\beta}$ を近似すると, $C_{L\beta} \approx -2.6$, $\phi_{L\beta} \approx 2\pi$ となる. この値を用いて β 運動による揚力を表すと $L_\beta(t) = 1/2 \rho U^2 (2b) \cdot (-2.6) \cdot \beta_0 \cos(\omega t - 2\pi)$ 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. なお, モーメントについては, 無次元風速がおおよそ 1.7 から 4.3 の範囲で近似した. 結局, 補助翼の正弦的な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, 下流翼, 上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, $\beta(t)$ の運動が振動数 ω_a の調和的なものであるとして, $\Delta t = (2\pi - \phi_{M\beta}) / \omega_a$ 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, 式(2)で表される.

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

ここで, m, I_α は質量, 慣性モーメント, C, K は減衰係数, ばね定数, $L_G(t), L_{se}(t)$ はガスト空気力, 自励空気力, $L_{ad}(t)$ は補助翼運動による

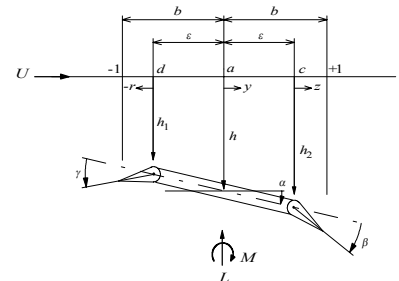


図1 補助翼付き2次元偏平箱桁

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

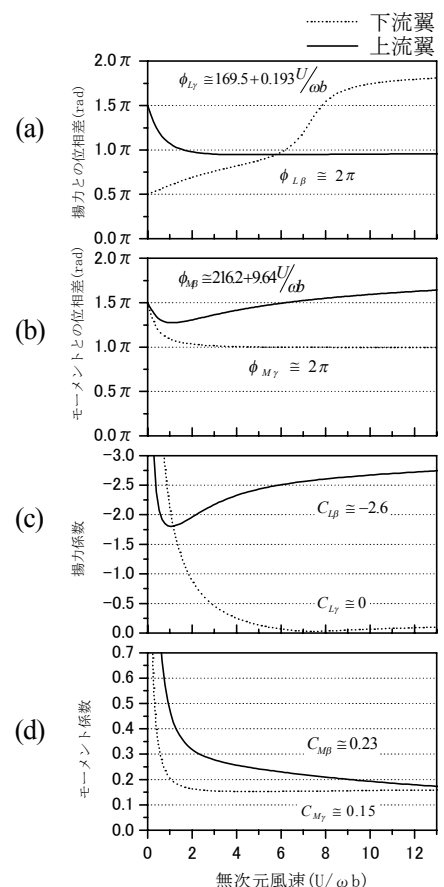


図2 位相差と空気力係数

キーワード 補助翼, アクティブコントロール, ガスト応答

連絡先 〒525-0058 滋賀県草津市野路東1-1-1 立命館大学 TEL:077-566-111 FAX:077-561-2667

付加空気力で, $L_{ad} = L_\beta + L_\gamma$ 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に与えることにより制振することを試みる. すなわち, 付加空気力は, 式(3)に示すようなものとする.

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

連立方程式 $L_\beta + L_\gamma = -C_{hv} \dot{h}$, $M_\beta + M_\gamma = -C_{mv} \dot{\alpha}$ を解くことにより β, γ を求めるが, この場合 $L_\gamma(t) = 0$ となるので $\beta(t), \gamma(t)$ についての次のような表現を得ることができる.

$$\beta(t) = \frac{C_{hv}}{1.3\rho U^2(2b)} \dot{h}, \quad \gamma(t) = \frac{C_{mv}}{0.075\rho U^2(2b)^2} \dot{\alpha} + 1.53\beta(t - \Delta t) \quad (4)$$

本研究では, 表1に示すような構造諸元を想定してガスト応答解析を行った. このとき 式(3)の C_{hv}, C_{mv} は, 式(5)のように与えた. ここで ζ_{adh}, ζ_{ada} は, 付加空気力を減衰定数で表したものである.

$$C_{hv} = 2m\omega_h \zeta_{adh} = 2m\omega_h \times 0.1, \quad C_{mv} = 2I_\alpha \omega_\alpha \zeta_{ada} = 2I_\alpha \omega_\alpha \times 0.001 \quad (5)$$

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 50.7m/sec である.

4. 解析結果 平均風速 30, 40, 50m/sec で解析を行った. 図3に平均風速 40m/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. 制御により, 鉛直たわみガスト応答の R. M. S. 値は 70% に, ねじれガスト応答の R. M. S. 値は 32% に低減できた. 参考文献2) に比べ, 小さなコントロール空気力で自励空気力がかなり低減できた. このときの補助翼振幅の最大値は上流翼で 3° , 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 30m/sec では, 鉛直たわみ, ねじれガスト応答は, それぞれ 63%, 42% となった. フラッター発現風速に近い平均風速 50m/sec では, 無制御の場合, 振動は発散したが, 制御した場合, 振動は発散しなかった.

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, 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.

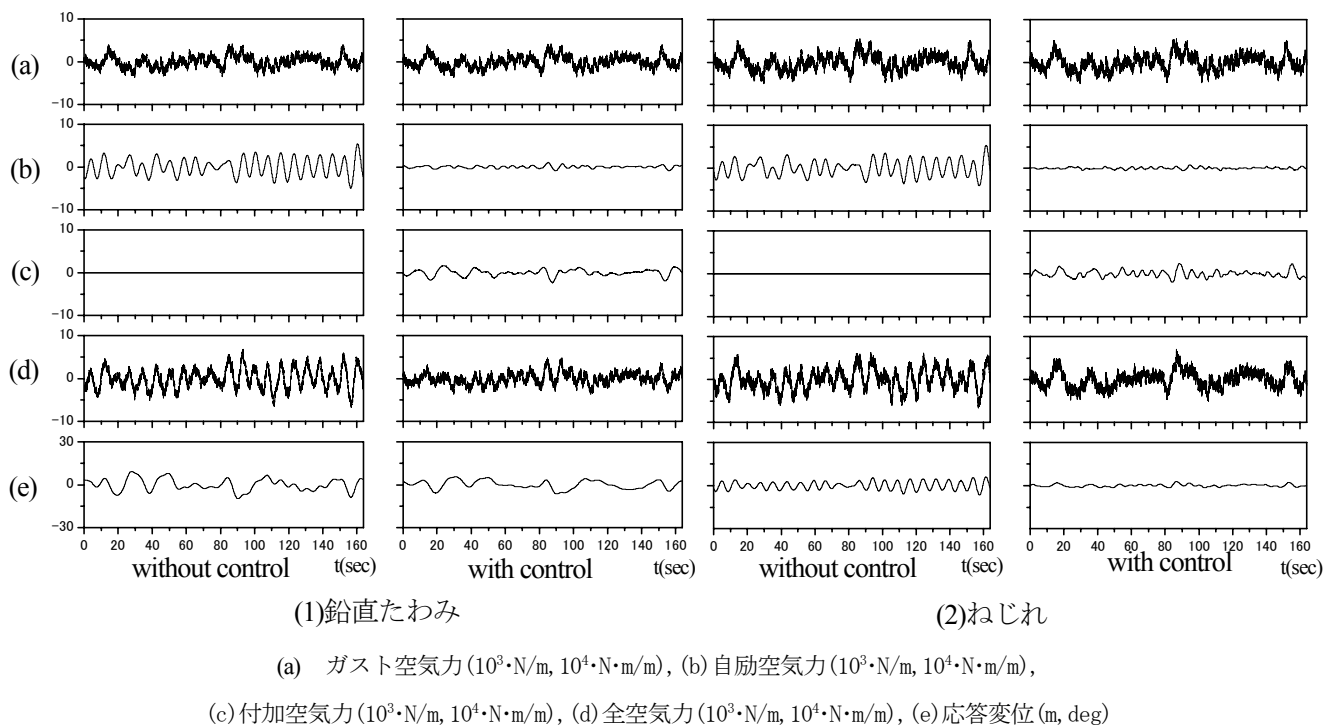


図3 数値シミュレーション結果 ($U=40\text{m/sec}$, $I_w=5\%$, $L_w=80\text{m}$)

【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)