

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を力を用いてガスト応答を制御することを目的とする。

2) 運動方程式

補助翼を有する二次元平板翼に外力が作用する時の運動方程式は式(1)のように表すことができる。ここで揚力 L は上向き正、鉛直たわみ変位 h は下向き正、ねじれ変位 α 、モーメント M は頭上げ正と定義する。

$$\begin{bmatrix} m & 0 \\ 0 & I_a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c_h & 0 \\ 0 & c_a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{h} \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_h & 0 \\ 0 & K_a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} S_\beta & S_\gamma \\ P_{\alpha\beta} & P_{\alpha\gamma} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\beta} \\ \ddot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(L_b + L_{se} + L_c) \\ M_b + M_{se} + M_c \end{bmatrix} \quad (1)$$

L_b, M_b はガスト空気力, L_{se}, M_{se} は桁の h, α 運動による自励空気力, L_c, M_c は補助翼 β, γ 運動によるコントロール空気力である¹⁾

3) コントロール方法

アクティブフラッターコントロール²⁾と同様に補助翼 β, γ は桁の h 運動, α 運動に基づいて運動させる。また、ガスト応答はそれぞれの固有振動数が卓越し、調和振動に近いと仮定し、 β, γ 運動は次式で表す。

$$\begin{bmatrix} \beta \\ \gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{\beta h} e^{i\omega_h t} & K_{\beta \alpha} e^{i\omega_\alpha t} \\ K_{\gamma h} e^{i\omega_h t} & K_{\gamma \alpha} e^{i\omega_\alpha t} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{h} \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{\beta hR} & K_{\beta \alpha R} \\ K_{\gamma hR} & K_{\gamma \alpha R} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{h} \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{\beta hI} & K_{\beta \alpha I} \\ K_{\gamma hI} & K_{\gamma \alpha I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{\dot{h}}{b\omega_h} \\ \frac{\dot{\alpha}}{\omega_\alpha} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$K_{\beta hR} = K_{\beta h} \cos\theta_{\beta h}, \quad K_{\beta hI} = K_{\beta h} \sin\theta_{\beta h}, \quad K_{\beta \alpha R} = K_{\beta \alpha} \cos\theta_{\beta \alpha}, \quad K_{\beta \alpha I} = K_{\beta \alpha} \sin\theta_{\beta \alpha}$$

$$K_{\gamma hR} = K_{\gamma h} \cos\theta_{\gamma h}, \quad K_{\gamma hI} = K_{\gamma h} \sin\theta_{\gamma h}, \quad K_{\gamma \alpha R} = K_{\gamma \alpha} \cos\theta_{\gamma \alpha}, \quad K_{\gamma \alpha I} = K_{\gamma \alpha} \sin\theta_{\gamma \alpha}$$

$K_{\beta h}, K_{\gamma h}$ などは制御倍率, ω_h, ω_α は鉛直たわみ変位, ねじれ変位の固有円周波数, $\theta_{\beta h}, \theta_{\gamma h}$ などは桁の運動に対する補助翼の運動の位相進み角である。

4) 解析結果

本研究では、表1に示すような吊橋を想定し、簡単のため振動モードが1であるとして2自由度運動方程式を用いて2次元解析を行った。また、非定常空気力には平板理論を用い、その振動数を応答の卓越周波数とした。対数減衰率はたわみ、ねじれともに0.02とし、自励空気力及び補助翼によるコントロール空気力をフィードバックさせてRunge-Kutta法により数値積分した。なお、このモデルのフラッター発現風速は50.7m/secである。また、ここでは下流翼のみによる制御効果について示す。

コントロール空気力の補助翼運動に対する位相進み角は非定常空気力係数から求められる。例えば $\phi_{\beta h}$ に

Keisuke MITANI, Hiroshi KOBAYASHI

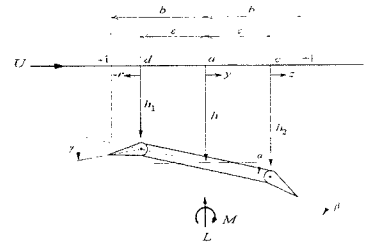


図1 補助翼付き2次元偏平箱桁

表1 補助翼付き想定吊橋構造諸元

	想定吊橋
スパン(m)	2500
桁幅(m)	48.0
ケーブル間隔(m)	32.0
補助翼長(m)	8.0
桁高(m)	2.8
桁重量(tf/m)	24.0
ケーブル重量(tf/m)	11.0
慣性モーメント(tf・m ² ・s ² /m)	795.167
たわみ固有振動数(Hz)	0.0516
ねじれ固有振動数(Hz)	0.1519

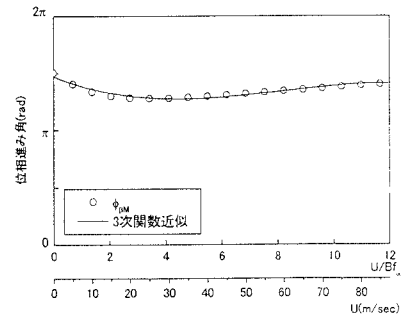


図2 下流翼(β)に対するコントロール力(M_{β})の位相進み角

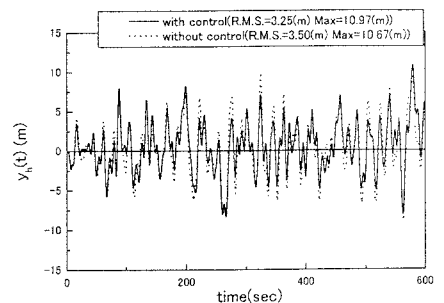


図3-(a) 下流翼のみによる制御時鉛直たわみガスト応答時系列 ($K_{\beta h}=1.0, K_{\beta \alpha}=3.0, U=40\text{m/sec}, I_w=5\%, L_w=40\text{m}$)

ついて計算した結果を図2に示す。 $\phi_{\beta M}$ は次式で当てはめられる。

$$\phi_{\beta M} = 4.61 - 0.32(U/f_{\alpha}B) + 0.05(U/f_{\alpha}B)^2 + 0.002(U/f_{\alpha}B)^3 \quad (3)$$

桁の運動速度に比例するコントロール力を発生させるためには下流翼の運動の位相進み角は、例えばねじれ振動の場合、次のようにすればよい。

$$\theta_{\beta \alpha} = 3\pi/2 - \phi_{\beta M} \quad (4)$$

たわみ振動に対しても同様に位相差 $\theta_{\beta h}$ が得られる。

$K_{\beta h}$, $K_{\beta \alpha}$ は応答 h/B と α との2乗平均値が最小になるように各風速について試行錯誤で決定した。

風速 40m/sec, 乱れ強度 $I_w = 5\%$ の時の応答計算した結果を図3に示す。鉛直たわみガスト応答は、R.M.S.値で無制御時の92.0%に低減され、ねじれガスト応答についてはR.M.S.値で56.6%に、最大応答値でも60.0%に低減された。図4は応答のパワースペクトルである。これを見るとねじれ固有振動数付近のパワーは減少しているが、鉛直たわみ固有振動数付近のパワーの減少はわずかであることがわかる。次に風速 20m/sec のときの応答を計算しそのパワースペクトルを図5に示す。この時は風速 40m/sec の時とは逆に鉛直たわみ固有振動数付近のパワーが減少し、ねじれ固有振動数付近のパワーの減少はわずかである。

その他、各風速について応答解析した結果を図6に示す。実線は無制御時、○印は制御時の応答 R.M.S. 値である。これより風速 40m/sec 付近ではねじれガスト応答に、それより低風速域では鉛直たわみガスト応答に低減効果が見られる。

また、一様流中でのフラッター風速を越えた領域でもコントロールによりフラッターの発生は抑えられている。ここで採用したコントロール方法は、一様流中のフラッターコントロールにも効果があることが確かめられているが、乱流中でもフラッター制御効果があるものと言える。

5) 結論

補助翼によるガスト応答の制御を数値的に検討したが、補助翼による鉛直たわみ、ねじれの2自由度ガスト応答の同時制御が可能であることを数値的に示せた。

今後は両翼制御による更なる制御効果の検討、実験及び対象断面での空気力測定を行い実測空気力による解析が必要となる。

【謝辞】 本研究を遂行するにあたり御協力頂いた立命館大学理工学部4回生の山越健一氏に謝意を表します。

【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) 谷口, 小川, 小林: 補助翼によるフラッターのアクティブコントロール 土木学会第52回年次学術講演会 (平成9年9月)

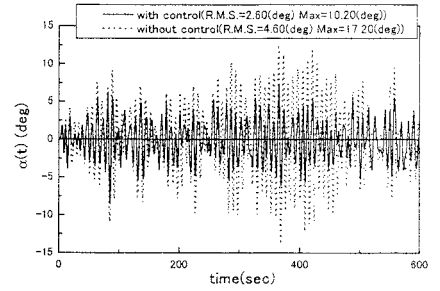


図3-(b) 下流翼のみによる制御時ねじれガスト応答時系列 ($K_{\beta h}=1.0, K_{\beta \alpha}=3.0, U=40\text{m/sec}, I_w=5\%, L_w=40\text{m}$)

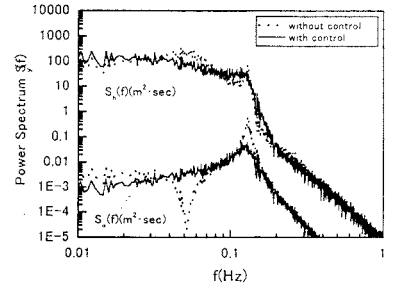


図4 下流翼のみによる制御時ガスト応答パワースペクトル ($K_{\beta h}=1.0, K_{\beta \alpha}=3.0, U=40\text{m/sec}, I_w=5\%, L_w=40\text{m}$)

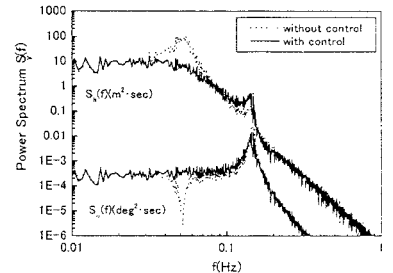


図5 下流翼のみによる制御時ガスト応答パワースペクトル ($K_{\beta h}=3.0, K_{\beta \alpha}=3.0, U=20\text{m/sec}, I_w=5\%, L_w=40\text{m}$)

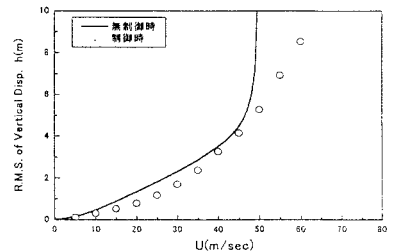


図6-(a) 鉛直たわみ応答 R.M.S. 値

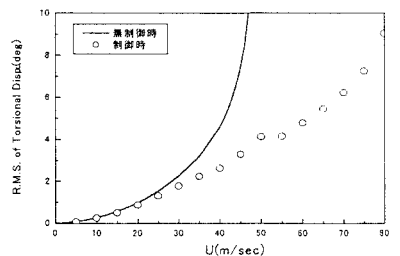


図6-(b) ねじれガスト応答 R.M.S. 値