

I-391

橋梁断面のアクティブ フラッター コントロールに関する研究

松尾橋梁株式会社 正員 ○永岡 弘

立命館大学 理工学部 正員 小林絃士

1. まえがき

長大橋のように相対的に柔な橋梁を経済的に設計するときの最大の問題点の一つは、桁の動的耐風安定をいかに確保するかという点にある。耐風安定性の確保は断面形状の改善、十分な剛性の付与、ダンパーの設置によるのが一般的である。超長大吊り橋を橋としての機能を維持しながら経済的に設計するにはそれらの方法では限界がある。本研究では、航空機の翼のフラッター制御¹⁾と同様にアクティブな手法で限界風速を高めることを試みた。すなわち、桁にコントロール翼を取り付け、それをアクティブコントロールすることにより、フラッター風速を向上させることを2次元風洞実験で試みたものである。²⁾

2. 薄翼理論による運動方程式

図1に示すような平板に近い桁 W_0 にコントロール翼 W_1, W_2 を設置した系を考える。

桁に作用する空気力は桁が円振動数 ω で調和振動しているとする、上下変位 $h_0 = \bar{h}_0 e^{i\omega t}$ 、回転角 $\alpha_0 = \bar{\alpha}_0 e^{i\omega t}$ の関数として表される。以下の記号の意味は文献3)による。

$$L_0 = \pi \rho b_0^2 (h_0 + U \alpha_0 - b_0 a \alpha_0) + 2\pi \rho U C(k) [h_0 + U \alpha_0 + b_0 (1/2 - a) \alpha_0] \quad (1)$$

$$M_{\alpha 0} = \pi \rho b_0^3 [a h_0 - U (1/2 - a) \alpha_0 - b_0 (1/8 + a^2) \alpha_0] + 2\pi \rho U b_0^2 (a + 1/2) C(k) [h_0 + U \alpha_0 + b_0 (1/2 - a) \alpha_0] \quad (2)$$

ここで、コントロール翼の制御量を α_{m1}, α_{m2} とすれば、 W_1, W_2 の回転角は $\alpha_1 = \alpha_0 + \alpha_{m1}$ 、 $\alpha_2 = \alpha_0 + \alpha_{m2}$ となる。また、翼が桁の端部に固定されているので W_1, W_2 の変位は $h_1 = h_0 - \alpha_0 e_1$ 、 $h_2 = h_0 + \alpha_0 e_2$ である。コントロール翼に作用する空気力も、それぞれ $h_1, \alpha_1, h_2, \alpha_2$ の関数として式 (1), (2) と同様の式で表すことができ、それを L_1, M_1, L_2, M_2 とする。その結果、この系全体の空気力 $L_T, M_{\alpha T}$ が次式で求められる。

$$L_T = L_1 + L_2 + L_3 \quad (3)$$

$$M_{\alpha T} = M_0 + M_1 + M_2 + L_1 e_1 - L_2 e_2$$

式 (3) を用いて桁の運動方程式を作ることにより、フラッター限界風速が計算できる。

$$m \dot{h} + S_\alpha \alpha + K_h h = -L_T \quad (4)$$

$$S_\alpha h + I_\alpha \dot{\alpha} + K_\alpha \alpha = M_{\alpha T}$$

3. 模型実験とその結果

幅200mm×高さ14mmの長方形断面の両端に三角形エッジを付けた桁模型を用いた。模型長さは450mmである。コントロール翼は幅20mm×厚さ2mmで両端は半円形断面となっている。有効長さは340mmである。図2に断面図を示す。

コントロール翼の制御は、1) $\alpha_{m1} = k_\alpha e^{i\theta_1} \alpha_0$ 、 $\alpha_{m2} = k_\alpha e^{i\theta_2} \alpha_0$ 及び 2) $\alpha_{m1} = k_{h1} e^{i\theta_1} (h_1/b_0)$ 、 $\alpha_{m2} = k_{h2} e^{i\theta_2} (h_2/b_0)$ の2通りの方法で行った。それぞれ、1) $\theta_1 = -\pi/2, \theta_2 = \pi/2$ 2) $\theta_1 = \pi/2, \theta_2 = \pi/2$ とし、 k の値を各種変えた。

フラッター発生直前の風速でコントロール翼の効果を確かめた例を図3に示す。一旦発生した振動がコントロール翼により抑えられている。

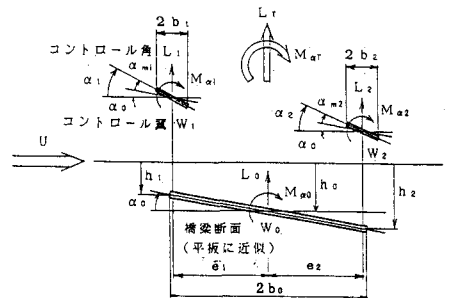


図1 コントロール翼を設置した平板

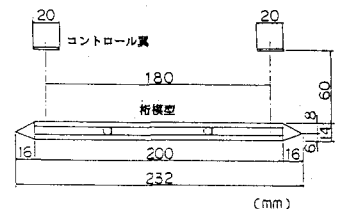


図2 模型断面

図4に $k_\alpha = 2$, $k_{h1} = k_{h2} = 2$ における応答図を示す。桁の回転運動を検出してコントロールする方法1)によれば、十分なフラッター風速の向上は得られていないことがわかる。一方、桁の回転と上下運動の双方を検出して、これらによりコントロールする方法2)の場合、よりよい結果が得られている。2)の場合 $U/b\omega_\alpha = 4$ まではまだフラッターは発生していない。静的な変位が大きくなり、これ以降実験の継続が不可能となった。

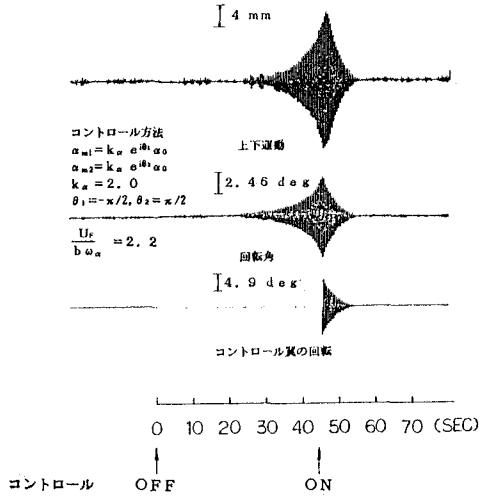


図3 コントロール翼の効果

それぞれの k を与えたときのフラッター風速（ $\theta = 1^\circ$ で定義） U_F を翼無しの場合のフラッター風速 U_0 で除して図5に示す。図において、実線は平板理論値による計算結果である。また波線は、別に模型の翼の静的実験によって得られた揚力（理論値の60%）を用いて L_1, M_1, L_2, M_2 を低減させて計算した結果である。それぞれ、 $k_\alpha = 1.5$, $k_{h1} = k_{h2} = 0.7$ 以上でフラッターは完全に抑制されるはずであるが、実験ではそこまで高めることができなかった。

$k_\alpha = 4$ （制御方法1）としてコントロール量を増大しても、フラッター風速は高くない。これはコントロール翼の振動が桁の振動を助長した。あるいはコントロール翼の運動が大き過ぎ、微小振動理論で得られる空気力が生じなかったことも考えられる。

5. 結論

- (1) 桁の回転運動を検出してコントロールする方法では最大1.3倍の U_F 、また、桁の回転と上下運動の双方を検出してコントロールする方法では最大1.9倍の U_F が得られた。
- (2) 理論計算においては、フラッター限界風速を ∞ にする事も可能であるが、実験ではそこまで高めることができなかった。その原因として、1)翼とその駆動部の運動による慣性力が外力となる、2)微小振動理論による空気力が大振幅では生じない、3)上流側翼の後流域にある後流側の翼に作用する空気力が小さい等が考えられる。

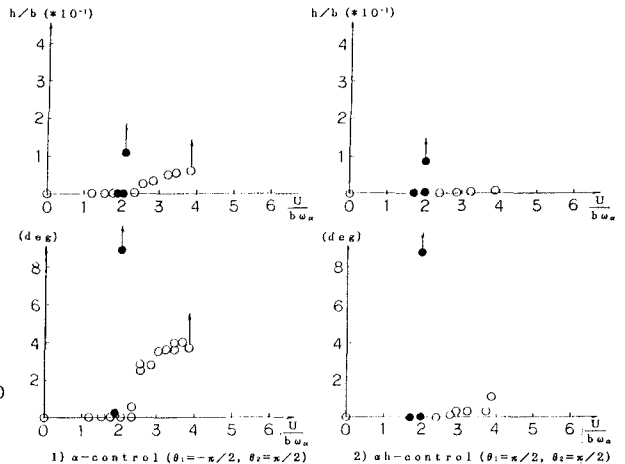


図4 応答振幅（ $k_\alpha = 2$, $k_{h1} = k_{h2} = 2$ ）

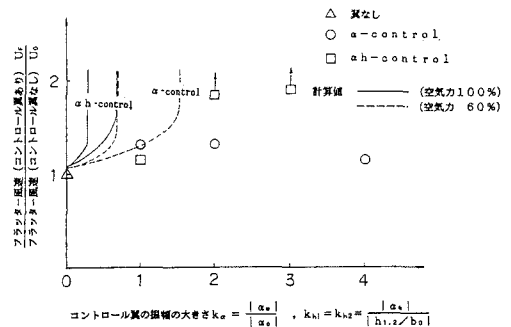


図5 フラッター風速の増大

- 1) ACT研究会：高アスペクト比のフラッター制御実験（第一報）、航空宇宙技術研究所報告TR-978, 1988
- 2) 小林紘士、永岡弘：長大橋のアクティブ フラッター コントロールに関する研究、土木学会関西支部年次学術講演会、昭63年
- 3) 鷲津久一郎：空力弾性学、共立出版