

立命館大学理工学部 正 員 小林紘士

立命館大学理工学部 学生員○新田吉伸

1. まえがき 長大吊橋のようにフレキシブルな橋梁を設計するとき、動的応答に対する安全性の確保が大きな問題となる。特にフラッターは構造物を崩壊に至らしめる危険性を多分に持っていて、重要な検討事項となる。これまで橋梁の耐風性を向上させるためには、断面形状の改善、剛性の付与、ダンパーの設置などがある。しかしこのような対策は、明石海峡を上回る規模の橋梁では、その有効性の限界に近づいている。そこで、補助翼を用いた空力的アクティブフラッターコントロールを提案する。補助翼をアクティブコントロールすることにより、フラッターを制御でき、経済的にも優れた長大吊橋が可能になると考えられる。

本論文では、補助翼を有する2次元模型による風洞実験を実施し、その有効性について調べた。

2. 制御方法 図1に示すように模型断面の端部の上流側、下流側にそれぞれ補助翼を設置する。上流側変位 h_1 、下流側変位 h_2 に比例させて位相差 θ をもって運動させる。

$$\alpha_1 = K_1 \frac{h_1}{b} e^{i\theta_1}, \quad \alpha_2 = K_2 \frac{h_2}{b} e^{i\theta_2}$$

ここに、 $i = \sqrt{-1}$ 、 K は制御倍率、 θ は変位に対する位相進み角、 b は模型中心より変位測定点までの距離であり、添字の1、2は上流側、下流側に対するものである。

3. 実験 使用した模型の全体図を図2(a)に、断面形状を図2(b)に示す。補助翼は桁内部に埋め込んだ直流モーターにより駆動させ、パソコンによるデジタル制御によって補助翼の運動をコントロールした。制御倍率 K を1に固定して、位相差 θ を変化させて応答実験を行った。また、制御効果が確認された位相差のケースについては制御倍率 K を変化させて応答実験も行った。

4. 実験結果 図3は、補助翼の制振効果を示す波形記録例である。無次元風速 $U_r = U/\omega b$ (ω は無制御時においてフラッターが発生した時の円振動数) $= 2.8$ において、制御を行わなければフラッターが生じる。補助翼による制御 ($\theta_2 = \pi/2$ 、 $K_2 = 1$) を開始すればフラッターが急速に安定化することがわかる。上流翼のみの制御、下流翼のみの制御において制御効果が顕著に認められた位相差は $\theta_1 = 0$ 、 $\theta_2 = \pi/2$ であった。それぞれのケースについて制御倍率 K をパラメーターに応答実験を行った結果を図4、図5に示す。図4によると制御倍率 $K_1 = 0.8$ 、1においてダイバージェンスに至るまで限界風速を引き上げることができる。制御倍率 $K_1 = 1.2$ では風力に負けて上流翼が暴走を起こし、制御不能となった。図5によると、制御倍率 $K_2 = 0.5$ 以上で無制御時の限界風速より約2倍引き上げることができ、ダイバージェンスにより実

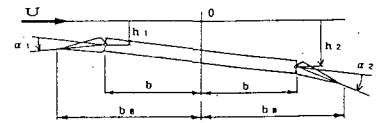
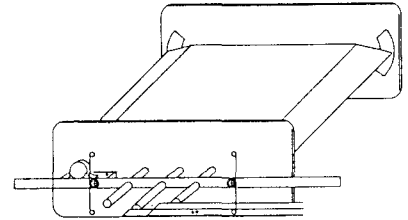
図1 α_1 、 α_2 の運動より制御力を発生

図2(a) 模型の全体図

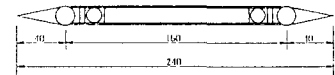


図2(b) 断面形状

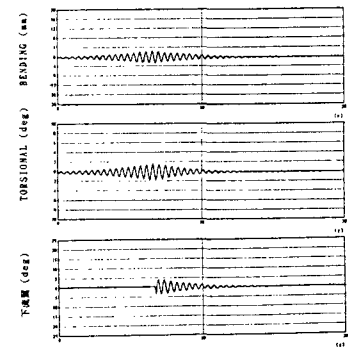


図3 効果を表す制御波形例

験不能となっている。上流翼のみの制御、下流翼のみの制御において位相差 θ_1 、 θ_2 をパラメーターとして応答実験を行った時の限界風速をプロットしたものを図6、図7にそれぞれ示す。図6によると、位相差0(rad)を中心に $\pm \pi/4$ (rad)の範囲で制振効果があることが認められた。ただし、特定風速域で振幅が大きくなる部分はフラッターとして考慮していない。また図中の(○)印は風力に負けて上流翼が暴走を起こすことにより、制御不能となったものである。 $\theta_1 = -\pi/6 \sim 0$ においてはダイバージェンスに至るまで限界風速を高めることができる。図7によると、 $\theta_2 = \pi/12 \sim 3\pi/4$ の広い範囲において無制御時の限界風速より約2倍引き上げ、 $U_r = 5.1$ においてダイバージェンスに至り実験不能となった。特に $\theta_2 = \pi/6 \sim 3\pi/4$ においては、高風速までほとんど振動を発生しておらず非常に安定している結果が得られた。

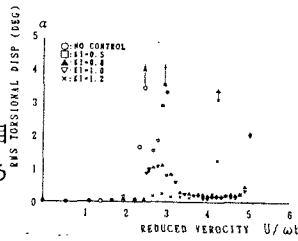


図4 応答図(上流翼のみ、 $\theta_1 = 0$)

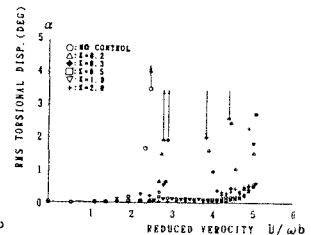


図5 応答図(下流翼のみ、 $\theta_2 = \pi/2$)

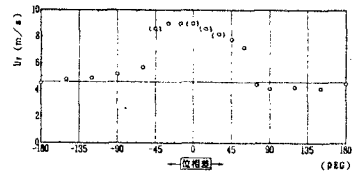


図6 限界風速の実測値(上流翼のみ、 $K_1 = 1$)

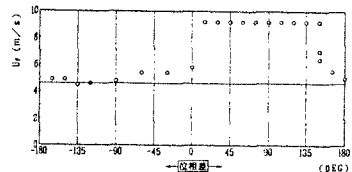


図7 限界風速の実測値(下流翼のみ、 $K_2 = 1$)

5. 空気力解析 無制御時と下流翼のみの制御($\theta_2 = \pi/2$)の時、 $K_2 = 0.5, 1$ の3ケースについてscanlanによる方法¹⁾で非定常空気力の同定を行った。非定常空気力は H_i 、 A_i ($i=1 \sim 4$) の8つの非定常空気力係数により、次式のように表した。

$$L_h = \left(\frac{1}{2} \rho U^2 \right) (2b) \left(kH_1^* \frac{\dot{h}}{U} + kH_2^* \frac{b \dot{\alpha}}{U} + k^2 H_3^* \alpha + k^2 H_4^* \frac{h}{b} \right)$$

$$M_a = \left(\frac{1}{2} \rho U^2 \right) (2b^2) \left(kA_1^* \frac{\dot{h}}{U} + kA_2^* \frac{b \dot{\alpha}}{U} + k^2 A_3^* \alpha + k^2 A_4^* \frac{h}{b} \right)$$

非連成空気力係数の減衰項である H_1^* 、 A_2^* の同定結果を図8に示す。図中の実線はTheodorsen関数による理論値である。制御することによって、 H_1^* 、 A_2^* の負の絶対値が大きくなっていることが認められる。図中の点線は制御力は制御倍率 K_2 に比例すると仮定して、表1に示すように定式化を行った時のモデル式によるものである。この定式化による空気力を用いてフラッター限界風速を計算した結果を図9に示す。図中の●印は実験値である。これによると実験値とよく一致していて定式化がうまく行われたことがわかる。

表1 コントロール力の定式化

H_1^*	$*(0.85 + 4.1K_2)$
H_2^*	$*(0.86 + 2.68K_2)$
A_1^*	$*(1.5 - 0.8K_2)$
A_2^*	$*(1.3 + 0.9K_2)$
A_3^*	$*(1.2 + 0.2K_2)$

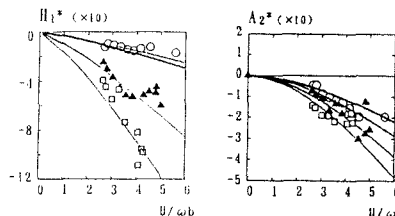


図8 非定常空気力の同定結果 (○:無制御 ▲: $K=0.5$ □: $K=1$)

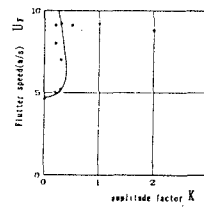


図9 定式化の空気力によるフラッター限界風速と実験値

6. 結論

補助翼を用いて空力的アクティブコントロールすることによりフラッターが制御できダイバージェンス風速まで限界風速を高めることができる。

参考文献 1) Robert H. Scanlan, John J. Tomko: AIRFOIL AND BRIDGE DECK FLUTTER DERIVATIVES, ASCE Vol. 97, No EM6, 1971