

立命館大学大学院 学生員 ○小川路加
立命館大学大学院 学生員 谷口 悟
立命館大学理工学部 正会員 小林敏士

1. まえがき

近年、長大橋梁に対するアクティブコントロールの研究が盛んに行われている¹⁾。筆者らは、これまでに補助翼によるアクティブフラッターコントロールの有効性を実験的に確かめてきている²⁾。本論文では、薄翼理論による空気力、および実測空気力によるフラッター解析をおこない、補助翼による偏平箱形のアクティブフラッターコントロールの有効性について調査した。

2. 制御方法

図 1 に示す補助翼付き偏平箱桁を考える。偏平箱桁にフラッターが発生するとき、その振動を検出して変位などの信号をもとに補助翼を動かして、それによって発生する付加空気力によりフラッターを制御する。偏平箱桁に作用する揚力およびモーメントは、 h 、 α 、 β 、 γ が振動数 ω で調和振動するとき Theodorsen 空気力により、

$$L = -\pi \rho b^3 \omega^2 \left(A_{hh} \frac{h}{b} + A_{h\alpha} \alpha + A_{h\beta} \beta + A_{h\gamma} \gamma \right) \quad (1)$$

$$M = \pi \rho b^4 \omega^2 \left(A_{\alpha h} \frac{h}{b} + A_{\alpha\alpha} \alpha + A_{\alpha\beta} \beta + A_{\alpha\gamma} \gamma \right) \quad (2)$$

と表される³⁾。ここで、 ρ は空気密度、 b は半弦長。 A_{hh} などは薄翼理論を用いて計算される換算振動数 $b\omega/U$ の関数である空気力係数である。この空気力を用いて複素固有値解析をすることにより、フラッター限界風速が計算できる。この報告では、下流側補助翼を下流側桁端部の変位 h_2 に比例し θ の位相差を持つ運動（以下、H-control と略する）。

$$\beta = K \frac{h_2}{b} e^{i\theta} \quad (3)$$

をさせたときの制御効果を調べる。 K は制御の倍率を表す定数である。

3. 薄翼理論によるフラッター解析

下流翼のみを制御倍率 $K=1.0$ に固定してコントロールしたときの位相差 θ に対する限界風速を図 2 の○印と△印で示す。ここで、横軸は位相差、縦軸はフラッター限界風速である。位相差 $\theta=0$ から $2\pi/3$ の範囲でフラッター限界風速が無限大になった。位相差 $\theta=-\pi/2$ 付近にかなり低風速のフラッター発生領域が存在している。

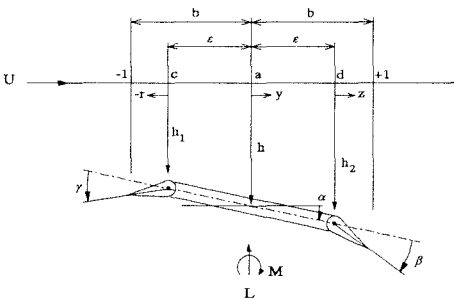


図 1 制御方法

表 1 補助翼付き偏平箱桁の構造特性

偏平箱桁弦長	0.24m
補助翼弦長	0.04m
質量	0.222kg・s ² /m ²
慣性モーメント	1.31E-4 kg・s ²
曲げの固有振動数	2.1Hz
ねじれの固有振動数	2.7Hz

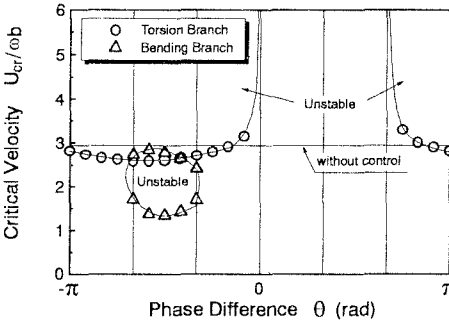


図 2 薄翼理論による解析結果
[下流翼のみ H-control, 制御倍率 $K=1.0$]

4. 実測空気力係数によるフラッター解析

橋梁の橋桁など一般の構造物においては、気流の剥離が生じるため作用する空気力は理論とは異なるものである。そこで、補助翼付き偏平箱桁の2次元模型を剛支持し、補助翼に適当な調運動を与え補助翼に関する非定常空気力を測定した。その結果から式(1), (2)の $A_{h\beta}, A_{h\gamma}, A_{a\beta}, A_{a\gamma}$ を求めた。実験は加振振動数 2.4Hz, 加振振幅 0.5~2.0deg で行った。無風時に補助翼を動かして補助翼の運動による慣性力も調べた。実験により得られた非定常空気力係数 ($A_{hh}, A_{ha}, A_{ah}, A_{aa}$ については Theodorsen 空気力) を用いてフラッター解析を実施し、薄翼理論による解析結果と比較した。

4.1 実測空気力係数の測定結果

空気力係数の測定結果の一例として、図 3, 図 4 に非定常空気力係数 $A_{h\beta}$ の実測結果を無次元風速で整理したものを示す。加振振幅が 0.5deg の時は比較的 Theodorsen の理論空気力と一致する結果が得られたが、加振振幅による依存性のあることがわかった。気流の剥離の影響を受けると考えられる。また、加振振幅を大きくするにつれて Theodorsen の理論空気力よりも絶対値が小さくなる傾向がみられた。

4.2 実測空気力係数による解析結果とフラッター実験結果との比較

2次元模型を用いた風洞実験におけるフラッター制御時の補助翼の運動は十分に微小なものであったので、加振振幅 0.5deg のときの実測空気力係数を用いてフラッター解析を行った。図 5 はその結果で位相差に対する限界風速を示しており、解析結果を◇印で示す。また、同図にはばね支持模型を用いたフラッター実験で得られた限界風速を●印, ▼印で示す。▼印はダイバージェンス風速にいたり、それ以上の風速域で実験不可能となったものである。実測空気力係数による解析結果は実験値とよく一致している。薄翼理論による解析結果でみられた曲げ卓越によるフラッターは発生していない。加振振幅が 0.5deg のときの実測空気力係数をみると図 4 に示すように実測値とは多少異なった値を示している。その結果、曲げ分岐のフラッターが発生しなかったと考えられる。

5. 結論

補助翼によるアクティブフラッターコントロールについて数値的に検討した。適当な位相差を与えて補助翼を動かすことによりフラッターが制御可能であることがわかった。また、実測空気力係数を用いてフラッター解析を行った結果は実験結果とよく一致した。

謝辞

本研究の遂行にあたり、実験等に多大なる協力を頂いた立命館大学理工学部学生和泉冬樹氏に深く感謝いたします。

【参考文献】

- 1) 例えば、日下部、佐藤、関谷：アクティブコントロールによるフラッター制御に関する実験的研究、第 13 回風工学シンポジウム論文集、1994 年、2) 小林、新田、小川：補助翼を利用した吊橋補剛桁のアクティブフラッターコントロール、土木学会第 50 回年次学術講演概要集、1995 年、3) 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第 28 巻第 319 号、1980 年

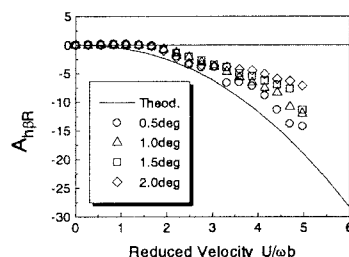


図 3 実測空気力係数 $A_{h\beta}$ の実部

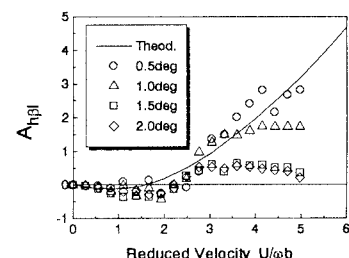


図 4 実測空気力係数 $A_{h\beta}$ の虚部

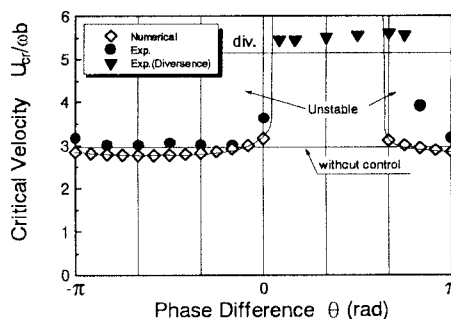


図 5 実測空気力係数によるフラッター解析
[下流翼のみ H-control, 制御倍率 $K=1.0$]