橋桁基本断面の過渡空気力特性に関する研究

片山ストラテック(株)	正会員	奥村 学	㈱ニチゾウテック	正会員	畑中 章秀
立命館大学理工学部	正会員	小林 紘士	立命館大学大学院	学生員	松谷裕治

<u>1.はじめに</u> 長大橋梁の耐風性検討では,自然風の乱れに起因したガスト応答も重要な照査項目のひとつ となっている。一般的に,翼型断面に作用するガスト空気力は理論的な取り扱いが可能であるが,橋桁断面 のような剥離を伴う断面では理論的な取り扱いは困難であり,空力応答関数を実験的に求めてガスト空気力 が算定される。本研究では,2次元乱流発生装置を用いてシャープエッジガストを風洞内にシミュレートし, 橋桁基本断面の過渡空気力特性について調査した。

<u>2.風洞実験</u>

2.1 実験方法 風洞実験は,立命館大学所有の幅0.7m×高さ1.0mのエッフェル型風洞を利用した。風洞 吹き出し口に2次元乱流発生装置を設置した。気流測定は 熱線流速計を用いて模型が無い状態で行なった。 模型設置範囲における流れ方向の気流分布特性は,ほぼ一様であることを確認しているが,模型の前縁と後 縁では多少の差異が生じているため,模型全域に作用している気流の代表的なものとして,模型中心位置で 気流を測定することにした。今回シミュレーションした2次元変動風は,水平方向成分の流速が一定かつ鉛 直方向成分の流速が階段関数で与えられるシャープエッジガストである。対象とする断面は,六角形断面(辺 長比:B/D=8)そして3種類の矩形断面(B/D=9,7,5)である。いずれの模型も,長さが0.6mの2次元剛体模 型である。各模型を剛支持した状態で,乱流発生装置で生成した2次元変動風を作用させた。なお,剛支持 の状態での模型の固有振動数は14Hzであった。

 2.2 気流特性 シャープエッジガストは,翼列の作動 開始時刻をt=5.0sec として翼列を =1.8,4.1,6.5 に急 変させた。気流は,模型設置位置である翼列から後方 0.5mで測定した。いずれのケースも,水平方向の平均風 速は U=3.0m/s とした。生成されたシャープエッジガス トの気流時系列を図 - 1 に示す。W 成分の変動は,翼列 の動きに対して約 0.5sec 後に表われている。 =tan⁻¹ W /U で表される気流傾斜角は =3.1,5.6,7.9deg となっ た。3ケースとも鉛直方向の風速は,約 0.5sec でゼロか ら所定の風速 W₀ に達している。しかし,気流傾斜角が



大きいケースでは,鉛直方向の風速が上昇する直前に見られるマイナスの風速が顕著になっており,0.5sec の漸化時間を与えても,翼列傾斜角の急変に伴った発進渦の放出を完全に抑えられていない。今回のシミュ レーションでは,風速が変化する時間を一律0.5sec としているために,気流傾斜角が大きいほど翼列回転速 度が速くなり,より大きな発進渦が放出されたものと考えられる。

3. **結果および考察** B/D=5矩形断面にシャープエッジガストを作用させた時の揚力時系列を図 - 2 に示す。 図中には,揚力係数の気流傾斜角に対する非線形性を考慮した準定常揚力時系列も併記している。準定常揚 力Lは次式で表される。

 $L(t) = \frac{1}{2} \mathbf{r} U^2 B C_L \{ \mathbf{a}(t) \}$, $\mathbf{a}(t) = \tan^{-1} \{ W(t) / U(t) \}$

ここで, :空気密度, U:水平方向の風速, B:模型幅, C_L:揚力係数

模型の断面形状によっては,揚力係数の気流傾斜角に対する非 線形性が認められた。そこで,揚力係数の気流傾斜角に対する非 線形性を考慮するため,揚力係数曲線は揚力係数の実測値を最小 2 乗法で多項式近似したものを用いた。

準定常揚力の算定に用いた風速時系列は,翼列下流端から 0.5 m下流位置で得られた風速時系列から,模型前縁位置における風 速時系列となるように時間軸を補正したものである。得られた揚 力時系列には,シャープエッジガストが定常値に達するまでの漸 化時間の影響が含まれているが,準定常揚力時系列に比べて揚力 の発達が遅れているなど,過渡空気力の特徴を把握できるものと 考えられる。また,シャープエッジガストの作用によって,準定 常揚力よりも大きな揚力が一時的に作用していることが分かる。

インディシャル応答関数は W のステップ変動に対する揚力の 発達過程で定義されるが¹⁾,ここでは簡単のため測定値を準定常 揚力で除算したものを用いる。各断面形状のインディシャル応答 関数を図 - 3 に示す。図中には翼理論の指数関数近似式も併記し ている。いずれのケースも,気流傾斜角 =3.1deg の =0~3 で 大きな値を示している。六角形断面では,気流傾斜角が大きいケ ースで翼理論よりも多少大きくなる傾向が見られるが,翼理論と 比較的良好な一致を示している。矩形断面では,いずれの辺長比 も気流傾斜角が大きいケースの7< <20 の範囲において,1より も大きくなっている。これは,辺長比の小さい断面でより顕著で ある。翼理論と大きく異なるのは,気流傾斜角の急変に伴う剥離 流の非定常な振る舞いによるものと思われる。辺長比の小さい断 面では,模型の幅に対して剥離流域が相対的に大きくなるため, 辺長比の大きい断面に比べて過渡空気力特性に及ぼす前縁から の剥離流れの影響がより顕著に現れたものと考えられる。

B/D=5 矩形断面のシャープエッジガストに対する揚力の空力 アドミッタンスを図 - 4 に示す。空力アドミッタンスは、インデ ィシャル応答関数を用いて次式より算定する。

$$\left|X_{L}^{w}(f)\right|^{2} = \left|\int_{-\infty}^{\infty} \frac{d\Psi(t)}{dt} e^{-iwt} dt\right|^{2}$$

気流傾斜角が大きいほど、fB/U=5×10²付近の周波数領域帯 において、空力アドミッタンスが Sears 関数よりも大きくなる 傾向が見られた。



図-2 シャープエッジガストによる揚力時系列



図-3 インディシャル応答関数



4. 結論 B/D=8 六角形断面の揚力方向に関するインディシャル応答関数は, 翼理論と比較的良好な一致を示すことが確認された。一方, 矩形断面のインディシャル応答関数は、気流傾斜角の大きい場合、1よりも大きくなることが確認された。また、矩形断面のシャープエッジガストに対する空力アドミッタンスは、特定の周波数領域帯において翼理論よりも大きくなる傾向が見られた。

【参考文献】1) Fung, Y. C.: The Theory of Aeroelasticity, John Wiley & Sons, Inc., 1955.