

# Ein Beitrag zum Brückenflattern: Nachweis am ebenen Ersatzsystem und Einfluß des Profils

U. Starossek, Stuttgart

**Übersicht.** Dynamisch-aeroelastische Instabilität von Brücken kann je nach Querschnittsbildung als gekoppeltes Biege-Torsions-Flattern oder als entkoppeltes Torsionsflattern auftreten. Zu ersterem neigen Brücken mit plattenähnlichem, zu letzterem Brücken mit *nicht*plattenähnlichem Profil. Ein rechnerischer Nachweis des Torsionsflatterns auf der Grundlage gemessener aerodynamischer Beiwertfunktionen entspricht im Prinzip dem Nachweis des gekoppelten Flatterns, kann gegenüber diesem aber weitgehend vereinfacht werden. Die theoretischen Grundlagen für den Nachweis gekoppelten Flatterns am ebenen Ersatzsystem und den vereinfachten Nachweis entkoppelten Torsionsflatterns werden erörtert. Weiterhin werden Kriterien für eine Klassifizierung in plattenähnliche und nichtplattenähnliche Querschnitte angegeben. Da plattenähnliche Profile in der Regel höhere kritische Windgeschwindigkeiten ermöglichen, können die angegebenen Kriterien als Entwurfsregeln benutzt werden.

**Contribution to the bridge flutter problem: Prediction by means of generalized 2-DOF systems and influence of cross-sectional shape**

**Contents.** Wind-induced flutter of bridges occurs as coupled torsional and vertical oscillation or uncoupled torsional oscillation. Bridges with streamlined, plate-like cross-section are prone to coupled flutter; bridges with bluff, non-streamlined section tend to torsional flutter. Prediction of torsional flutter on the basis of measured aerodynamic derivatives essentially corresponds to the prediction of coupled flutter, although, compared to the latter, it can be largely simplified. The theoretical background for the prediction of coupled flutter by means of generalized 2-degree-of-freedom systems and the simplified prediction of uncoupled torsional flutter is discussed. Furthermore, criteria for the classification of cross-sections as plate-like sections are given. These sections generally provide higher critical wind speeds. The given criteria can therefore be used as design rules.

**Liste der verwendeten Symbole**

$A$	Auftriebskraft bezogen auf Länge
$b$	halbe Breite der aerodynamischen Kontur
$c_{mn}$	instationärer Luftkraftbeiwert (komplexe Funktion)
$c'_{mn}$	Realteil von $c_{mn}$
$c''_{mn}$	Imaginärteil von $c_{mn}$
$e$	Eulersche Zahl: 2.718 ...
$g_h$	Dämpfungsverlustwinkel der Vertikal- bzw. Biegeschwingung
$g_z$	Dämpfungsverlustwinkel der Dreh- bzw. Torsionsschwingung
$h$	Vertikalverschiebung
$\tilde{h}$	Amplitude der Vertikalschwingung
$I$	Massenträgheitsmoment bezogen auf Länge
$i$	imaginäre Einheit

$k$	reduzierte Frequenz
$k_h$	generalisierte Steifigkeit bezüglich Vertikalverschiebung
$k_z$	generalisierte Steifigkeit bezüglich Verdrehung
$M_L$	Luftkraftmoment bezogen auf Länge
$m$	Masse bezogen auf Länge
$\mathbb{R}$	Menge der reellen Zahlen
$r$	bezogener Trägheitsradius
$t$	Zeit
$v$	(kritische) Windgeschwindigkeit
$\alpha$	Verdrehung
$\tilde{\alpha}$	Amplitude der Drehschwingung
$\mu$	bezogene Masse
$\mu r^2$	bezogenes Massenträgheitsmoment
$\xi_z$	viskoser Dämpfungsgrad der Dreh- bzw. Torsionsschwingung
$\rho$	Luftdichte
$\omega$	(Flutter-)Kreisfrequenz
$\omega_h$	Eigenkreisfrequenz der Vertikal- bzw. Biegeschwingung
$\omega_z$	Eigenkreisfrequenz der Dreh- bzw. Torsionsschwingung

**1 Allgemeines**

Wunderregtes Flattern von Brücken mit plattenähnlichem Querschnitt erfolgt in einer gekoppelten Biege-Torsions-Form. Sein rechnerischer Nachweis am ebenen Ersatzsystem – sofern zulässig – erfordert die simultane Lösung der beiden generalisierten Bewegungsgleichungen für Vertikalverschiebung und Verdrehung (zweireihiges komplexes Eigenwertproblem); die Luftkräfte werden hierbei mittels sechs bis acht reeller aerodynamischer Beiwertfunktionen berücksichtigt, die theoretisch oder (an Teilmodellen im Windkanal) experimentell bestimmt werden [6, 11]. Abbildung auf ein ebenes Ersatzsystem ist nicht möglich (oder äußerst konservativ), falls die Vakuum-Eigenformen der Biege- und Torsionsschwingungen stark nichtaffin sind [14]. Die dann durchzuführende räumliche Modellierung – etwa mittels Finiter Elemente [12] – führt auf ein Eigenwertproblem höherer Ordnung.

Bei Brücken mit *nicht*plattenähnlichem Querschnitt (hoher geschlossener Kasten, H-Profil u. a.) ist das aerodynamische Kräftespiel ein völlig anderes, und eine nennenswerte Kopplung von Biegung und Torsion tritt eventuell nicht mehr auf. Statt dessen kann es zu einem weitgehend entkoppelten, reinen Torsionsflattern kommen [10, 16]. Eine theoretische Ermittlung der aerodynamischen Beiwertfunktionen ist für derartige Querschnitte noch nicht möglich; sie müssen im Windkanal gemessen werden. Wegen der fehlenden oder extrem schwachen Kopplung vereinfacht sich der hierauf basierende rechnerische Nachweis des Torsionsflatterns allerdings enorm. So kann die Anzahl der zu bestimmenden Luftkraftbeiwerte drastisch eingeschränkt werden; das in [3] beschriebene Verfahren etwa setzt die Messung einer einzigen

Dr.-Ing. U. Starossek ist Mitarbeiter am Institut für Tragwerksentwurf und -konstruktion der Universität Stuttgart.

reellen Beiwertfunktion voraus. Auch sind die Vakuum-Eigenformen und damit die Räumlichkeit des Systems nun fast ohne Belang. Die Abbildung auf ein ebenes Ersatzsystem ist diesbezüglichen Zweifeln weitgehend enthoben. Erforderlich ist die Lösung nur einer Bewegungsgleichung.

Unter Beschränkung auf das ebene System werden im folgenden die theoretischen Grundlagen zum Nachweis des Biege-Torsions-Flatterns und, hieraus abgeleitet, zum vereinfachten Nachweis des Torsionsflatterns erörtert. Wie eine Überprüfung an empirischem Material zeigt, ist eine Vereinfachung nur bis zu einem gewissen Grade ratsam. Das empfohlene rechnerische Verfahren zum Nachweis des Torsionsflatterns erfordert die Messung von zwei reellen aerodynamischen Beiwertfunktionen.

Weiterhin werden Kriterien für eine Klassifizierung beliebiger Querschnitte in plattenähnliche und nichtplattenähnliche Querschnitte angegeben. Da das Biege-Torsions-Flattern plattenähnlicher Profile in der Regel die höheren Windgeschwindigkeiten erfordert, können die angegebenen Kriterien als Entwurfsregeln angewandt werden.

## 2 Rechnerischer Nachweis des Biege-Torsions-Flatterns

Der Nachweis am ebenen Ersatzsystem entsprechend Fig. 1 erfordert die simultane Lösung der beiden generalisierten Bewegungsgleichungen für Vertikalverschiebung und Verdrehung

$$m \frac{d^2 h}{dt^2} + (1 + i g_h) k_h h = -A \quad (1a)$$

$$I \frac{d^2 \alpha}{dt^2} + (1 + i g_\alpha) k_\alpha \alpha = M_L \quad (1b)$$

Für die generalisierten Steifigkeiten gilt dabei

$$k_h = \omega_h^2 m \quad (2a)$$

$$k_\alpha = \omega_\alpha^2 I \quad (2b)$$

wobei  $\omega_h$  und  $\omega_\alpha$  die Eigenkreisfrequenzen im Vakuum der Biege- bzw. Torsionsschwingungen sind.

Die in (1a, b) auf der rechten Seite angeschriebenen Luftkräfte sind Funktionen allein der Verschiebungen, werden also erst durch die Bewegung des Systems induziert (Rückkopplung). Im grenzstabilen Fall gerade einsetzenden Flatterns bewegt sich das System stationär, d. h., die Schwingung ist weder abklingend noch angefacht. Die zugehörige Strömungsgeschwindigkeit ist untere oder auch obere Grenze des gefährlichen Geschwindigkeitsbereiches und wird kritische Geschwindigkeit genannt. Ihre Bestimmung entspricht der Lösung eines dynamisch-aeroelastischen Stabilitätspro-

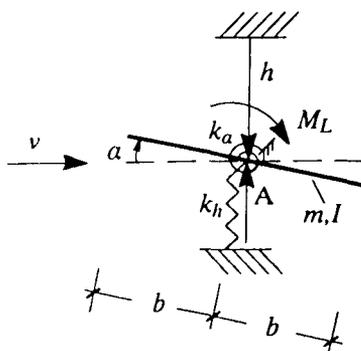


Fig. 1. Ebenes aeroelastisches Ersatzsystem. – Generalized aeroelastic 2-DOF system

blems. Die Untersuchung kann sich auf infinitesimal kleine Schwingungsamplituden und damit auf lineare Theorie beschränken; die Verschiebungen gehorchen den harmonischen Funktionen

$$h = \tilde{h} e^{i\omega t} \quad \omega \in \mathbb{R} \quad (3a)$$

$$\alpha = \tilde{\alpha} e^{i\omega t} \quad (3b)$$

Für die Luftkräfte wird

$$-A = \omega^2 \pi \rho b^2 (c_{hh} h + b c_{h\alpha} \alpha) \quad (4a)$$

$$M_L = \omega^2 \pi \rho b^2 (b c_{\alpha h} h + b^2 c_{\alpha\alpha} \alpha) \quad (4b)$$

angesetzt, wobei die vier komplexen Luftkraftbeiwerte  $c_{mn}$  (bzw. die acht reellen Beiwerte  $c'_{mn}$ ,  $c''_{mn}$ ) theoretisch oder experimentell als Funktionen der reduzierten Frequenz

$$k = \frac{\omega b}{v}; \quad k \in \mathbb{R} \quad (5)$$

zu bestimmen sind [12]. Sie geben den Einfluß der aerodynamischen Kontur des Querschnitts wieder. Einsetzen von (3a, b) und (4a, b) in (1a, b) führt auf das zweireihige und zweiparametrische Eigenwertproblem

$$(1 + i g_h) k_h \tilde{h} - \omega^2 [m \tilde{h} + \pi \rho b^2 (c_{hh} \tilde{h} + b c_{h\alpha} \tilde{\alpha})] = 0 \quad (6a)$$

$$(1 + i g_\alpha) k_\alpha \tilde{\alpha} - \omega^2 [I \tilde{\alpha} + \pi \rho b^2 (b c_{\alpha h} \tilde{h} + b^2 c_{\alpha\alpha} \tilde{\alpha})] = 0 \quad (6b)$$

Zum Frequenzparameter  $\omega$  tritt als zweite zunächst unbekannte Größe die reduzierte Frequenz  $k$ , die hier über die  $c_{mn}$  indirekt präsent ist. Durch Vorgabe eines festen Wertes  $k$  wird die Aufgabe auf ein einparametrisches Eigenwertproblem reduziert. Dessen Lösung erfolgt durch Nullsetzen der Determinante und liefert zwei im allgemeinen komplexe Eigenwerte  $\omega^2$ . Nach der Voraussetzung stationär harmonischer Schwingung sind jedoch nur positiv reelle  $\omega^2$  von Interesse. Die Berechnung wird nach jeweils verbesserter Wahl von  $k$  so lange wiederholt, bis diese Voraussetzung für einen der beiden Eigenwerte  $\omega^2$  erfüllt ist. Das zugehörige  $\omega$  ist die Flatterkreisfrequenz; nach Einsetzen in (5) folgt direkt die kritische Windgeschwindigkeit  $v$ ; aus (6a, b) kann der Eigenvektor  $(\tilde{h}, \tilde{\alpha})$  bestimmt werden. Ein vereinfachtes Verfahren zur Lösung des zweiparametrischen Eigenwertproblems, bei dem  $\omega$  aus dem Iterationsverfahren ganz eliminiert ist, wird in [12] angegeben.

Die Luftkraftbeiwerte  $c_{mn}$  können im Falle einer dünnen ebenen Platte potentialtheoretisch berechnet werden [13]. Der oben beschriebene Algorithmus in Kombination mit den theoretischen Luftkraftbeiwerten der ebenen Platte entspricht der sogenannten klassischen Flattertheorie. Diese liefert bei symmetrischer Lagerung stets gekoppelte Schwingungsmodi (mit Beteiligung sowohl der Vertikalverschiebung als auch der Verdrehung) als Lösungen [4]. Das Flattern einer Brücke mit plattenähnlichem Querschnitt ist deshalb in einer gekoppelten Biege-Torsions-Form zu erwarten. Die klassische Flattertheorie ist in diesem Falle anwendbar. Der berechnete Wert der kritischen Windgeschwindigkeit kann durch Multiplikation mit einem empirisch festgestellten Formfaktor verbessert werden [6, 12].

## 3 Vereinfachter Nachweis des Torsionsflatterns

### 3.1 Theoretische Grundlagen

Aus der Eigenwertaufgabe (6a, b) gewinnt man bei Vernachlässigung des Kopplungskoeffizienten  $c_{\alpha h}$  die entkoppelte skalare Teilgleichung für Drehschwingungen

$$[(1 + i g_\alpha) k_\alpha - \omega^2 (I + \pi \rho b^4 c_{\alpha\alpha})] \tilde{\alpha} = 0 \quad (7)$$

Der komplexe (d. h. reell zweiwertige) aerodynamische Beiwert  $c_{zz} = c'_{zz} + i c''_{zz}$  hängt mit den Koeffizienten nach Scanlan [9] gemäß  $c'_{zz} \cong \frac{16}{\pi} A_3^*$  und  $c''_{zz} \cong \frac{16}{\pi} A_2^*$  zusammen [12].

Die Determinantenbedingung des Eigenwertproblems reduziert sich auf die Forderung, daß der Klammerausdruck in Gl. (7) verschwinden muß. Anwendung dieser Bedingung auf Real- und Imaginärteil führt wegen  $\omega \in \mathbb{R}$  auf die beiden reellen Gleichungen

$$\omega^2 \cong \frac{k_z}{I + \pi \rho b^4 c'_{zz}} = \frac{\omega_z^2}{1 + \frac{c'_{zz}}{\mu r^2}} \quad (8)$$

$$c''_{zz} \cong -\frac{g_z k_z}{\omega^2 \pi \rho b^4} = \left(\frac{\omega_z}{\omega}\right)^2 g_z \mu r^2, \quad (9)$$

aus denen sich  $\omega$  eliminieren läßt. Es folgt

$$c''_{zz} \cong g_z (\mu r^2 + c'_{zz}). \quad (10)$$

Die hier auftauchenden abhängigen Parameter sind definiert zu

$$\mu = \frac{m}{\pi \rho b^2} \quad (11a)$$

$$r = \frac{1}{b} \sqrt{\frac{I}{m}} \quad (11b)$$

$$\Rightarrow \mu r^2 = \frac{I}{\pi \rho b^4}. \quad (11c)$$

Ein Gleichsetzen der Flatterkreisfrequenz  $\omega$  mit der Eigenkreisfrequenz der Torsionsschwingung  $\omega_z$  – wie in der Literatur verschiedentlich vorgeschlagen [3] – entspricht einer Vernachlässigung auch des Beiwertes  $c'_{zz}$ ; dies ist aus Gl. (8) deutlich abzulesen. Man erhält

$$c''_{zz} \cong g_z \mu r^2 \quad (12)$$

als Bedingungsgleichung für den Flutterfall, aus der sich  $k$  und mittels der Fundamentalgleichung (5) auch  $v$  direkt ermitteln lassen. Verzichtet man auf diese vereinfachende Annahme bezüglich  $\omega$ , so gilt die etwas umständlicher zu lösende Gl. (10). Mit dem so ermittelten  $k$  folgt  $\omega$  aus Gl. (8), womit sich auch  $v$  schließlich bestimmen läßt.

Als für die Ermittlung von  $k$  maßgebliche Systemparameter verbleiben in beiden Fällen nur der Dämpfungsverlustwinkel  $g_z$  und das bezogene Massenträgheitsmoment  $\mu r^2$ . Der Ausdruck

$$g_z \mu r^2 \cong \frac{2 \xi_z I}{\pi \rho b^4} \quad (13)$$

entspricht übrigens dem andernorts definierten Massendämpfungsparameter (vgl. [8]), für den in letzter Zeit die Bezeichnung Scruton-Zahl vorgeschlagen wurde.

Im Falle verschwindender Strukturdämpfung ( $g_z = 0$ ) reduzieren sich beide Bedingungsgleichungen auf die einfache Forderung

$$c''_{zz} \cong 0, \quad (14)$$

womit sich  $k$  in Abhängigkeit allein der aerodynamischen Kontur ergibt und von strukturellen Systemparametern ganz unabhängig wird. Diese Gleichung kann als theoretischer Hintergrund für den in [5] vorgeschlagenen erfahrungsgestützten Flatternachweis betrachtet werden. Die dort definierte querschnittstypische Theodorsen-Zahl  $T$  entspricht dem aus Gl. (14) resultierenden  $k$  ( $T \cong k/\pi$ ).

Jüngere experimentelle Arbeiten im Windkanal [1, 2] beschränkten sich auf die Messung von  $c''_{zz}$  (dort:  $A_2^*$ ) und der

strukturellen Dämpfung, setzen also eine genügende Aussagekraft der Gl. (12) voraus. Die so berechnete kritische Windgeschwindigkeit stimmte auf 10% mit der gemessenen überein. Es handelte sich um das Torsionsflattern eines  $\square$ -Profils. In derartigen Fällen läßt sich also mit

$$v = \frac{\omega_z b}{k(c''_{zz} = g_z \mu r^2)} \quad (15)$$

ein besonders einfacher Näherungsausdruck für die kritische Windgeschwindigkeit angeben, in dem der Einfluß der verschiedenen Systemparameter recht deutlich wird. Insbesondere erkennt man, daß die Flatterstabilität mit der Querschnittsbreite und der Eigenfrequenz der Torsionsschwingung wächst.

### 3.2 Empirische Überprüfung und Schlußfolgerungen

Die Arbeit [15] beschreibt Flatterversuche im Windkanal an verschiedenen Brücken-Teilmodellen. Außerdem wurden die aerodynamischen Beiwertfunktionen gemessen und vollständig dokumentiert. An Hand dieses Materials wurden die Formeln (10), (12) und (14) auf ihre Brauchbarkeit untersucht [12]. Zusammenfassend kann festgestellt werden:

- Die vereinfachten Algorithmen entsprechend Gln. (10) und (12) liefern für gewisse, nichtplattenähnliche Profile eine grobe Näherung für die kritische Windgeschwindigkeit.
- Eine gute Annäherung ergibt sich nur für Profile, die zu einem weitgehend entkoppelten Torsionsflattern neigen, im allgemeinen aber nur, wenn außer  $c''_{zz}$  auch der Beiwert  $c'_{zz}$  in die Rechnung mit einbezogen wird (Gl. (10)).
- Anders als beim gekoppelten Biege-Torsions-Flattern kann die strukturelle Dämpfung beim entkoppelten Torsionsflattern von deutlichem Einfluß sein und ist im Flatternachweis zu berücksichtigen.

Die angegebenen Formeln können direkt auf den Nachweis des räumlichen Brückensystems angewandt werden. Die hiermit verbundene Generalisierung ist exakt, falls die strukturellen und aerodynamischen Systemparameter über die Länge unveränderlich sind. Deren in der Praxis mögliche Veränderlichkeit ist im allgemeinen von geringem Einfluß.

Wegen der bestehenden Analogien lassen sich die hier gemachten Aussagen auf den direkten Flatterversuch am Teilmodell übertragen. Bei diesem rein experimentellen Nachweis im Windkanal ist bei entsprechendem Profil nur die richtige Modellierung der aerodynamischen Kontur und der torsionsbezogenen Systemparameter erforderlich, die dynamischen Parameter der Biegeschwingung sowie die Affinität der Vakuum-Eigenformen sind ohne Belang.

## 4 Zur Klassifikation der Brückenprofile

In den vorangegangenen Erörterungen spielten die Begriffe plattenähnlich und nichtplattenähnlich eine entscheidende Rolle im Zusammenhang mit der Art des Flatterns und der Methode seines Nachweises. Diese Begriffe wurden gewählt in Anlehnung an die dünne ebene Platte der klassischen Flattertheorie. Durch vergleichende Untersuchungen unter Rückgriff auf dokumentierte Beobachtungen und eigene Rechnungen wurden in [12] Kriterien herausgearbeitet, die eine Beschreibung plattenähnlicher Querschnitte (mit den oben formulierten Eigenschaften) erlauben. Die folgenden vier Punkte sind geordnet nach zunehmendem Aufwand und größer werdender Zuverlässigkeit in der praktischen Anwendung der Kriterien.

1. Bei rein geometrischer Beurteilung der aerodynamischen Kontur ist das Profil plattenähnlich, wenn ein gut

definierter Staupunkt und eine scharfe Hinterkante existieren und das Profil oder – bei Fachwerken – der auftriebserzeugende Profiltail (Fahrbahn) nicht unterbrochen ist. Die Stege sind aufgelöst (Fachwerk geringen Völligkeitsgrades), schräggestellt (trapezförmiger Querschnitt), ausgerundet (Fragflügel) oder entsprechend verkleidet. Das Verhältnis der Höhe des auftriebserzeugenden Profiltails zur Profildbreite beträgt maximal etwa 1/10.

2. Die Steigungen der am Teilmodell gemessenen *stationären* Luftkraftbeiwerte  $C_L(\alpha)$  und  $C_M(\alpha)$  zeigen für Anstellwinkel  $\alpha$  bis zu etwa  $\pm 8^\circ$  die gleiche Tendenz wie die theoretischen Werte der ebenen Platte, bleiben vor allem also positiv und in etwa konstant.

3. Die am Teilmodell gemessene kritische Windgeschwindigkeit weicht um nicht mehr als etwa 20% von der für die ebene Platte berechneten ab. Das Verhältnis zwischen gemessener und berechneter kritischer Windgeschwindigkeit ist weitgehend unempfindlich gegen Veränderung der Systemparameter.

4. Die am Teilmodell gemessenen *instationären* Luftkraftbeiwerte (insbesondere  $c_{L'}^2$ ) zeigen ähnliche Tendenzen – besonders bezüglich ihrer Vorzeichen – wie die theoretischen Werte der ebenen Platte. Sie sind weitgehend invariant gegenüber dem Anstellwinkel.

Nach den vorliegenden Erfahrungen setzt gekoppeltes Biege-Torsions-Flattern höhere Windgeschwindigkeiten als entkoppeltes Torsionsflattern voraus. Im Interesse hoher Flatterstabilität ist die aerodynamische Kontur des Querschnitts also möglichst plattenähnlich zu gestalten, die angegebenen Kriterien können als Entwurfsregeln aufgefaßt werden. Als (nach Stand des Wissens) einzige Ausnahme sind die unterbrochenen Querschnitte zu nennen, die ein noch günstigeres Flatterverhalten ermöglichen können [7]. Es ist zu vermuten, daß in diesen Fällen die Querschnittsteile jeweils für sich möglichst plattenähnlich sein sollten.

#### Literatur

1. Bienkiewicz, B.: Wind-tunnel study of effects of geometry modification on aerodynamics of a cable-stayed bridge deck. Journ. Wind Engineering and Industrial Aerodynamics 26 (1987) 325–339
2. Bienkiewicz, B.; Cermak, J. E.; Peterka, J. A.: Wind-tunnel study of aerodynamic stability and response of a cable-stayed bridge deck. Journ. Wind Engineering and Industrial Aerodynamics 26 (1987) 341–352
3. Dowell, E. H.; Curtiss Jr., H. C.; Scanlan, R. H.: A Modern Course in Aeroelasticity. Alphen aan de Rijn: Sijthoff & Noordhoff 1978
4. Försching, H. W.: Grundlagen der Aeroelastik. Berlin: Springer-Verlag 1974
5. Herzog, M.: Vereinfachte Beurteilung der aerodynamischen Stabilität von Hängebrücken. Bauingenieur 57 (1982) 393–399
6. Klöppel, K.; Thiele, F.: Modellversuche im Windkanal zur Bemessung von Brücken gegen die Gefahr widerregter Schwingungen. Stahlbau 36 (1967) 353–365
7. Richardson, J. R.: The development of the concept of the twin suspension bridge. National Maritime Institute (1981) NMI R 125
8. Ruscheweyh, H.: Dynamische Windwirkung an Bauwerken. Wiesbaden: Bauverlag 1982
9. Scanlan, R. H.: An examination of aerodynamic response theories and model testing relative to suspension bridges. Third Int. Conf. Wind Effects on Buildings and Structures, Tokyo (1971) Proc., Part IV, pp. 941–951
10. Scanlan, R. H.; Tomko, J. J.: Airfoil and bridge deck flutter derivatives. ASCE, Journ. Engineering Mechanics Div. 97 (1971) 1717–1737
11. Simiu, E.; Scanlan, R. H.: Wind Effects on Structures. New York: John Wiley & Sons 1986
12. Starossek, U.: Zum dynamischen Verhalten von Seilbrücken unter Windeinwirkung. Dissertation, Universität Stuttgart, 1991; unter dem Titel „Brückendynamik – Widerregte Schwingungen von Seilbrücken“ erschienen bei Friedr. Vieweg & Sohn, Braunschweig, 1992.
13. Theodorsen, Th.: General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter. NACA (1934) Rep. No. 496, pp. 413–433
14. Thiele, F.: Zugeschärfte Berechnungsweise der aerodynamischen Stabilität weitgespannter Brücken (Sicherheit gegen widerregte Flatterschwingungen). Stahlbau 45 (1976) 359–365
15. Ukeguchi, N.; Sakata, H.; Nishitani, H.: An investigation of aeroelastic instability of suspension bridges. Symp. Suspension Bridges, Lisbon (1966) Paper No. 11
16. Wardlaw, R. L.: The wind resistant design of cable-stayed bridges. ASCE Nat. Convention, Sess. Cable-Stayed Bridges, Nashville (1988) Proc., pp. 46–61