

ОБ УСЛОВИЯХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ ПОЛОЖЕНИЙ РАВНОВЕСИЯ ПРОФИЛЕЙ

УДК 533.693.4 : 533.6.011.34

В. И. Ванько¹, Е. В. Соловьева²

¹Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана,
107005 Москва

²Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского,
107005 Москва

Обсуждаются условия аэродинамической неустойчивости положений равновесия профилей в воздушном потоке.

В работе [1] при изучении условий потери аэродинамического демпфирования (в результате срыва потока) профилем, вращающимся вокруг неподвижной оси, в качестве необходимого условия авторотации было выведено неравенство

$$C'_y + C_x < 0, \quad (1)$$

где C_y , C_x — стационарные аэродинамические коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления; штрихом обозначена производная по углу атаки α . Выводы [1] проверялись на экспериментальном материале, опубликованном в [2].

При эксплуатации высоковольтных линий электропередачи (ЛЭП) неоднократно наблюдались большие колебания (с амплитудами более метра) фазных проводов в основном в вертикальном направлении — по оси OY (рис. 1). Такие движения в специальной литературе называются галопированием или пляской одиночного провода ЛЭП.

При изучении одномерного движения механической модели провода в [3] условие (1) было получено в качестве необходимого условия автоколебаний в вертикальной плоскости.

Итак, рассмотрение одномерных автоколебаний профиля привело к неравенству (1), которое с полным правом можно назвать условием Глауэрта — Ден-Гартога.

Интересно отметить следующее: по нашему мнению, работа [1] неизвестна российским исследователям. Так, в [4] нет ссылок на [1], хотя рассматриваются вопросы устойчивости и цитируются другие работы Глауэрта.

В [5] авторы, изучая условия потери аэродинамического демпфирования профилем уголкового сечения при вращении вокруг неподвижной оси, получили довольно сложное неравенство, содержащее моментные аэродинамические коэффициенты, и пришли к выводу (на основании экспериментального материала), что условие (1), которое они называют условием Ден-Гартога, также может быть использовано в качестве критериального. Поэтому, как нам представляется, для исследователей будет бесполезной информация о том, что в книгохранилищах ГПНТБ России находятся довольно полные комплекты трудов Британского комитета по авиации за 1909–1980 гг.

Условие (1) подтверждено в экспериментах [5, 6] и нашло приложение в строительном деле: при проектировании высотных сооружений, подверженных ветровым нагрузкам, необходимо ориентировать поперечное сечение конструкции так, чтобы углы атаки по отношению к направлению господствующих ветров были бы вне интервала, на котором выполняется неравенство (1) [7].

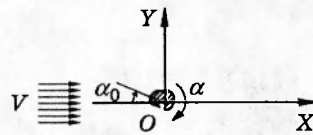


Рис. 1

В [8] при имитации поведения провода ЛЭП под действием ветра рассмотрены движения профиля с тремя степенями свободы: движение по осям OX , OY и вращение вокруг центра масс (рис. 1).

Выяснены условия существования статических решений системы уравнений движения: если профиль является несущим и подъемная сила $Y \neq 0$, то положения равновесия существуют при любой скорости ветра (воздушного потока), $V > 0$.

При изучении устойчивости возможных положений равновесия по Ляпунову получены следующие результаты:

— условие (1) является достаточным условием неустойчивости положений равновесия модели с одной степенью свободы (частный случай модели, рассмотренной в [8]), если не учитывать силы вязкого сопротивления в модели;

— выведено включающее в себя только аэродинамические характеристики профиля достаточное условие неустойчивости положений равновесия (три степени свободы):

$$C_x(C'_y + C_x) + C_y(C_y - C'_x) < 0. \quad (2)$$

Условие (2) делением на $C_x^2 \neq 0$ приводится к виду

$$K' + 1 + K^2 < 0, \quad (3)$$

где $K = C_y/C_x$ — аэродинамическое качество профиля (АДК). Для выполнения неравенства (3) необходимо, чтобы

$$K' < 0. \quad (4)$$

Известно, что при условии отрицательности производной АДК по углу атаки положение самолета при стационарном полете чревато срывом в штопор [9].

Таким образом, выведенное в [8] условие неустойчивости есть условие отрицательности приращений АДК при увеличении угла атаки.

В литературе [10] отмечается, что для плохообтекаемых профилей при определенных углах атаки выполняется неравенство $C_y - C'_x < 0$. Поэтому в тех интервалах угла атаки, где $C_y > 0$, второе слагаемое в неравенстве (2) отрицательно, и интервал углов атаки, при которых равновесие модели неустойчиво по (2), шире, чем по условию (1).

В экспериментах по проверке адекватности условия (1) применительно к плохообтекаемым профилям длинные призматические стержни различных поперечных сечений (ромбическое, квадратное, прямоугольное и близкое к астроиде) опирались на цилиндрический шарнир и имели возможность колебаться только поперек потока — типичное галопирование (рис. 2, а). Жесткие стержневые модели с упругими связями испытывались в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-1 с закрытой рабочей частью; сечение трубы — правильный восьмиугольник с диаметром вписанного круга 3 м; степень турбулентности набегающего потока не зависит от его скорости и равна 0,6%. К модели прикреплялись жесткие горизонтальные тяги, соединенные со спиральными пружинами, находящимися

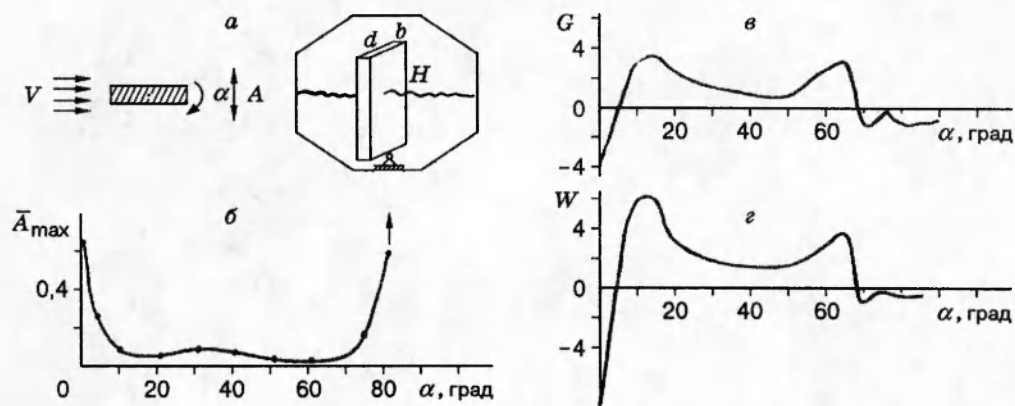


Рис. 2

вне потока воздуха. Изменение жесткости пружин позволяет получать широкий диапазон частот колебаний модели, т. е. кинематических чисел Струхала Sh_k . Собственный декремент колебаний модели 0,03. При проведении данных экспериментов создавались условия, исключающие ветровой резонанс: аэродинамические числа Струхала были меньше их кинематических значений, соответствующих каждому профилю: $Sh_d < Sh_k$ [5]. Так, для прямоугольных призм $Sh_k \approx 0,01$.

Для стержня каждого конкретного сечения при фиксированной скорости потока снижалась кривая зависимости максимальной амплитуды колебаний верхнего сечения от угла атаки: $A = A(\alpha)$.

Определение стационарных характеристик $C_x, C_y(\alpha)$ проводилось в той же аэродинамической трубе на весах 4КАТ-1:

$$C_x = 2X/(\rho V^2 S), \quad C_y = 2Y/(\rho V^2 S).$$

Здесь X, Y — аэродинамические силы; ρ — плотность воздуха; S — площадь боковой поверхности.

Представленные профили моделей имели острые кромки, которые являются местом возможного отрыва потока. Для таких тел перемещения точек отрыва не происходит, поэтому стационарные аэродинамические характеристики не зависят от скорости потока. Коэффициенты C_x, C_y определялись при одной скорости потока, соответствующей $Re = 0,5 \cdot 10^6$.

По экспериментальным кривым $C_x = C_x(\alpha)$ и $C_y = C_y(\alpha)$ вычислялись функциональные зависимости:

$$G(\alpha) = C'_y + C_x, \quad W(\alpha) = K' + 1 + K^2. \quad (5)$$

В (5) производные по углу атаки считались по конечно-разностным формулам второго порядка.

В табл. 1 приводятся экспериментальные данные лаборатории промышленной аэродинамики ЦАГИ по измерению стационарных значений коэффициентов C_x, C_y для профилей, упомянутых выше.

В табл. 2 представлены результаты обработки данных табл. 1 по условиям неустойчивости (1) и (3): для удобства подчеркнуты значения, соответствующие выполнению неравенств (1) и (3).

Таблица 1

α , град	Профиль				α , град	Профиль			
	Ромбовидный $\alpha = 0$		Прямоугольный $\alpha = 0$			Квадратный $\alpha = 0$		«Астроидальный» $\alpha = 0$	
	C_x	C_y	C_x	C_y		C_x	C_y	C_x	C_y
0	0,7	0	0,66	0	0	1,4	0	1,67	0
5	0,65	0,07	0,54	-0,45	2,5	1,4	-0,01	1,65	0,06
10	0,64	0,15	0,56	-0,36	5	1,4	-0,24	1,63	0,09
15	0,62	0,27	0,6	-0,15	7,5	1,38	-0,38	1,6	0,11
20	0,6	0,41	0,66	0,08	10	1,36	-0,56	1,55	0,14
25	0,6	0,64	0,75	0,2	12,5	1,34	-0,74	1,5	0,17
30	0,75	0,41	0,85	0,32	15	1,2	-0,78	1,45	0,21
35	0,80	0,25	0,9	0,4	17,5	1,2	-0,6	1,39	0,26
40	0,82	0,05	1,0	0,46	20	1,2	-0,42	1,31	0,33
45	0,83	-0,15	1,06	0,5	22,5	1,25	-0,26	1,25	0,4
50	0,8	-0,35	1,1	0,54	25	1,32	-0,14	1,2	0,47
55	0,72	-0,26	1,12	0,56	27,5	1,38	-0,06	1,15	0,55
60	0,8	-0,1	1,14	0,6	30	1,4	0	1,12	0,63
65	0,9	0,03	1,1	0,72	32,5	1,44	0,04	1,08	0,75
70	0,98	0,1	1,2	0,7	35	1,48	0,06	1,02	0,8
75	1,05	0,13	1,3	0,5	37,5	1,49	0,08	1,0	0,4
80	1,1	0,13	1,4	0,4	40	1,5	0,07	0,98	0,2
85	1,13	0,08	1,42	0,19	42,5	1,5	0,04	0,96	0,1
90	1,14	0	1,44	0	45	1,52	0	0,97	0

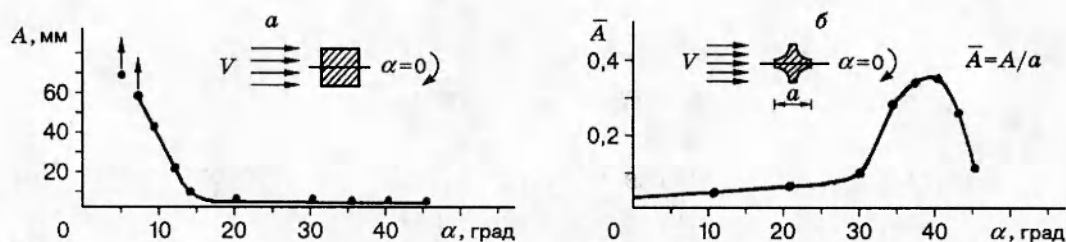


Рис. 3

На рис. 2, б-г показаны кривые $A(\alpha)$, $G(\alpha)$, $W(\alpha)$ для стержня прямоугольного сечения высотой $H = 2$ м и с отношением размеров сечения $b/d = 0,5$ ($b = 0,2$ м, $d = 0,4$ м).

Зависимость максимальных амплитуд от угла атаки для прямоугольного сечения показывает, что потеря аэродинамической устойчивости происходит в окрестности нулевого угла атаки $0 < \alpha < 5^\circ$ и в интервале угла атаки $70^\circ < \alpha < 90^\circ$ (рис. 2, б).

Определенные по условиям (1) и (3) зоны неустойчивости совпадают с экспериментальными значениями интервалов неустойчивости (рис. 2, в, г). Заметим, что аналогичные кривые для ромбовидного сечения приведены в [11].

На рис. 3, а, б показаны экспериментальные зависимости $A = A(\alpha)$ для квадратного и «астроидального» сечений. Все данные по последнему сечению заимствованы из работы [5] и приводятся для полноты исследования адекватности условий неустойчивости (1) и (3).

Таким образом, представленный экспериментальный материал и результаты вычисле-

Таблица 2

α , град	Профиль				α , град	Профиль			
	Ромбовидный		Прямоугольный			Квадратный		«Астроидальный»	
	$G(\alpha)$	$W(\alpha)$	$G(\alpha)$	$W(\alpha)$		$G(\alpha)$	$W(\alpha)$	$G(\alpha)$	$W(\alpha)$
0	1,50	2,23	-4,55	-8,55	0	-0,89	-0,60	3,04	1,83
5	1,57	2,46	-0,61	-0,04	2,5	-1,81	-1,29	2,32	1,43
10	2,02	3,36	2,97	5,92	5	-1,81	-1,49	2,09	1,31
15	2,22	4,03	3,24	5,32	7,5	-2,75	-1,90	2,29	1,50
20	3,24	5,86	2,04	2,68	10	-2,77	-2,04	2,24	1,54
25	-2,04	-3,82	2,12	2,33	12,5	0,42	-0,99	2,42	1,73
30	-1,08	-1,38	1,77	1,92	15	5,33	4,86	2,60	1,99
35	-1,49	-1,79	1,59	1,38	17,5	5,32	4,57	2,99	2,52
40	-1,47	-1,84	1,46	1,35	20	4,87	4,33	2,91	2,62
45	-1,46	-1,91	1,52	1,44	22,5	4,00	3,34	2,85	2,5
50	1,83	2,07	1,33	1,34	25	3,15	2,62	3,03	3,14
55	2,55	3,84	1,58	1,55	27,5	2,75	1,92	2,98	3,16
60	2,29	2,48	2,52	2,75	30	2,32	1,69	3,87	4,4
65	1,70	1,79	3,39	3,51	32,5	1,90	1,23	2,23	3,54
70	1,32	1,26	-1,09	-0,94	35	1,94	1,23	-8,15	-7,19
75	1,05	0,95	0,15	0,01	37,5	1,26	1,00	-3,58	-3,33
80	0,53	0,01	-1,01	-0,66	40	0,81	0,54	-1,31	-1,25
85	0,21	0,19	-0,76	-0,52	42,5	0,58	0,31	-1,33	-1,38

ний убедительно говорят об адекватности условий неустойчивости (1) и (3). Как отмечалось выше, интервал неустойчивости по условию (2) может быть шире соответствующего интервала, рассчитанного по (1) (см. также табл. 1 из [11]).

Работа выполнена при финансовой поддержке Государственного комитета РФ по высшему образованию (грант по фундаментальным исследованиям в области энергетики и электротехники).

ЛИТЕРАТУРА

1. Glauert H. The rotation of aerofoil about a fixed axis // Great Britain. Advisory Committee for aeronautics. Reports and Memoranda. March 1919. N 595.
2. Relf E. F., Lavender T. The aero-rotation of stalled aerofoils and its relation to the spinning speed of aeroplanes // Great Britain. Advisory Committee for aeronautics. Reports and Memoranda. Oct. 1918. N 549.
3. Den-Hartog I. P. Transmission line vibration due to sleet // Transactions AIEE. 1932. V. 51. P. 1074-1076.
4. Келдыш М. В. Избранные труды. Механика. М.: Наука, 1985.
5. Федяевский К. К., Блюмина Л. Х. Гидроаэродинамика отрывного обтекания тел. М.: Машиностроение, 1977.
6. Севастьянова Е. В., Соловьева Е. В. Влияние удлинения и формы поперечного сечения на структуру обтекания и аэродинамическую устойчивость призматических тел // Тез. докл. Всесоюз. науч.-техн. совещания «Нормирование ветровых нагрузок и расчет зданий, ЛЭП и др. сооружений на действие ветра», Фрунзе, 11-14 октября 1989. М.: Информэнерго, 1989. С. 44-45.

7. **Руководство** по расчету зданий и сооружений на действие ветра. М.: Стройиздат, 1978.
8. **Ванько В. И.** Математическая модель пляски провода ЛЭП // Изв. вузов. Энергетика. 1991. № 11. С. 36–42.
9. **Пышнов В. С.** Этапы развития самолета. М.: Машиностроение, 1984.
10. **Бетц А.** Прикладная теория крыла // Аэродинамика / Под ред. В. Ф. Дюранда. М.: Оборонгиз, 1940. Т. 4.
11. **Ванько В. И., Соловьева Е. В., Феокистов В. В.** Аэродинамические характеристики расщепленного провода ЛЭП // Изв. РАН. Энергетика. 1994. № 4. С. 104–112.

*Поступила в редакцию 26/І 1995 г.,
в окончательном варианте — 3/VII 1995 г.*
