

**ОБ ОПРЕДЕЛЕНИИ ВЕРОЯТНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК
ВЫХОДНЫХ КООРДИНАТ СИСТЕМ СТАБИЛИЗАЦИИ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

А. А. ЧАПКОВИЧ

(Представлена научно-техническим семинаром кафедры гироскопических приборов и устройств).

Требования к точности систем стабилизации летательных аппаратов, особенно на наиболее сложных и ответственных этапах полета, постоянно возрастают. При внешних случайных возмущениях на систему стабилизации необходимо определять вероятностные характеристики выходных координат системы, характеризующих точность ее работы. Например, при наличии ограничения на значение определенной выходной координаты системы стабилизации необходимо определить вероятность того, что данная координата не превысит допустимого значения. При решении подобных вопросов необходимо знать вероятностные характеристики внешних случайных воздействий и характеристики самой системы стабилизации. При этом широко применяются экспериментальные данные, полученные в процессе полетов: записи перегрузок летательного аппарата, высоты полета, значения угла тангажа летательного аппарата и т. д.

Будем предполагать далее, что рассматривается система стабилизации определенной координаты летательного аппарата (перегрузки, высоты полета, вертикальной скорости, угла тангажа, угла наклона траектории и т. д.) в продольном движении при действии вертикальных порывов ветра, обусловленных турбулентностью атмосферы. Примем следующие упрощающие гипотезы [1]:

а) атмосферная турбулентность представляет собой локально устойчивый и однородный случайный процесс;

б) вид спектральной функции турбулентности инвариантен по форме и изменяется только по интенсивности. Тогда для спектральной плотности скорости вертикальных порывов ветра имеем следующее выражение:

$$S_{\omega}(\omega) = \frac{\sigma_w^2 L}{\pi V} \cdot \frac{1 + 3\left(\frac{\omega L}{V}\right)^2}{\left[1 + \left(\frac{\omega L}{V}\right)^2\right]^2}, \quad (1)$$

где σ_w^2 — дисперсия скорости вертикальных порывов ветра;
 $L = 300$ м — масштаб турбулентности;
 V — скорость полета летательного аппарата;

ω — частота в 1/сек.

Вероятность распределения среднеквадратичной скорости вертикальных порывов ветра на основании записи ускорений, полученных во время большого числа полетов летательного аппарата, определяется выражением [1]:

$$f(\sigma_w) = P_1 \sqrt{\frac{2}{\pi}} \frac{1}{b_1} \exp\left(-\frac{\sigma_w^2}{2b_1^2}\right) + P_2 \sqrt{\frac{2}{\pi}} \frac{1}{b_2} \exp\left(-\frac{\sigma_w^2}{2b_2^2}\right), \quad (2)$$

где P_1, P_2, b_1, b_2 — коэффициенты, значения которых в зависимости от высоты полета летательного аппарата приводятся в табл. 1 [1].

Уравнение, описывающее среднее число пиковых значений координат системы стабилизации на единицу длины полета, достигающих заданного значения, имеет вид [1, 2]:

$$N(y) = N_0 \int_0^{\infty} f(\sigma_w) \exp\left\{-\frac{y^2}{2\sigma_w^2 A^2}\right\} d\sigma_w, \quad (3)$$

Таблица 1

Высота в метрах	P_1	P_2	b_1	b_2
0— 600	0,32	0,00025	4,6	9,4
600— 3000	0,08	0,0008	3,8	9,8
3000— 6000	0,045	0,0004	3,7	10,4
6000— 9000	0,06	0,00013	3,5	11,2
9000—12000	0,065	0,000045	3,4	11,1
12000—15000	0,023	0,00001	3,1	11,7

где σ_w — среднеквадратичное значение скорости вертикальных порывов ветра;

y — величина интересующей нас координаты системы стабилизации;

A — среднеквадратичное значение, полученное из спектральной функции для величины y при действии единичного значения среднеквадратичной скорости порывов ветра;

N_0 — число пиков в характеристике для y на единицу длины полета в турбулентной атмосфере.

Подставим в (3) выражение (2) и возьмем интеграл [3], тогда получим:

$$N(y) = N_0 \int_0^{\infty} \left[P_1 \sqrt{\frac{2}{\pi}} \frac{1}{b_1} \exp\left(-\frac{\sigma_w^2}{2b_1^2}\right) + P_2 \sqrt{\frac{2}{\pi}} \frac{1}{b_2} \exp\left(-\frac{\sigma_w^2}{2b_2^2}\right) \right] \times \\ \times \exp\left\{-\frac{y^2}{2\sigma_w^2 A^2}\right\} d\sigma_w = N_0 \left\{ P_1 \exp\left(-\frac{y^2}{2b_1^2 A^2}\right) + P_2 \exp\left(-\frac{y^2}{2b_2^2 A^2}\right) \right\}. \quad (4)$$

Используя выражение (4), можно определить вероятность распределения кучности значений выходных координат системы стабилизации. Уравнение (4) следует применять отдельно к каждой части траектории полета летательного аппарата, так как меняются параметры P_1, P_2, b_1, b_2 в зависимости от высоты полета. В зависимости от условий полета и характеристик системы стабилизации меняются значения N_0 и A . Например, при наличии нелинейности элементов системы стабилизации с изменением уровня внешней случайной помехи σ_w^2 меня-

ется величина y и величина A . Следует отметить, что при рассмотренном методе определения вероятностных характеристик выходных координат системы стабилизации требуется получить экспериментально число пиков N_0 в характеристике для y на единицу длины полета в турбулентной атмосфере.

ЛИТЕРАТУРА

1. Progress in Aeronautical Sciences. Volume 3. Edited by A. Ferri, D. Küchemann and L. H. G. Sterne. Pergamon Press, 1962.
2. Lappe U. Oscar. Low — altitude turbulence model for estimating dust loads on aircraft „Journal of Aircraft“, vol. 3, № 11, 1966.
3. И. С. Градштейн, И. М. Рыжик. Таблицы интегралов, сумм, рядов и произведений. М., Физматгиз, 1963.