

УДК 551.51.001.572:629.7

Группа Д02

ОТРАСЛЕВОЙ СТАНДАРТ

ОСТ 1 02514-84

МОДЕЛЬ ТУРБУЛЕНТНОСТИ АТМОСФЕРЫ Характеристики

На 13 страницах

Введен впервые

Распоряжением Министерства от 20 сентября 1984 г.

№ 298-65

срок введения установлен с 1 января 1986 г.

Настоящий стандарт устанавливает характеристики непрерывной турбулентности атмосферы, влияющие на прочность (выносливость) конструкции, на динамику полета летательных аппаратов (ЛА), применяемых на высотах до 25 км для всех стадий проектирования, испытаний и эксплуатации.

Стандарт не устанавливает характеристики турбулентности для взлетно-посадочных режимов полета самолетов на высотах от 0 до 300 м.

Издание официальное

ГР 8330918 от 04.10.84

Перепечатка воспрещена



Изм. № дубликата

Изм. № подлинника

5208

№ изм.

№ изд.

1

10115

1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1. Представление атмосферной турбулентности, влияющей на ЛА в полете, базируется на условных схемах, наиболее распространенными из которых являются схемы непрерывной турбулентности и дискретных порывов.

В основу модели непрерывной турбулентности атмосферы положены следующие предположения и допущения:

- атмосфера представляет собой совокупность спокойных участков и турбулентных зон со случайно изменяющимися размерами;
- в турбулентных зонах изменения по времени составляющих U, V, W скоростей порывов воздуха является стационарным процессом с дисперсией, меняющейся от зоны к зоне;
- в общем виде турбулентность атмосферы представляет собой случайный локально-нормальный процесс;
- турбулентность атмосферы считается изотропной.

1.2. Модель турбулентности атмосферы по схеме дискретных порывов основана на измерениях в полете перегрузок в центре масс неманевренных самолетов с последующим пересчетом их в скорости воздушных порывов. Предполагается, что каждая перегрузка вызвана воздействием изолированного порыва воздуха.

Модель турбулентности по схеме дискретных порывов приведена в справочном приложении 1.

2. ХАРАКТЕРИСТИКИ МОДЕЛИ НЕПРЕРЫВНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

2.1. Характеристиками модели непрерывной турбулентности атмосферы являются:

- интенсивность трех составляющих скорости воздушных порывов $\sigma_u, \sigma_v, \sigma_w$;

- спектральные плотности энергии тех же составляющих $\Phi_u(\Omega), \Phi_v(\Omega), \Phi_w(\Omega)$;

- функции плотности распределения средних квадратических значений составляющих скорости воздушных порывов $f(\sigma_u), f(\sigma_v), f(\sigma_w)$;

- линейные размеры зон турбулентности - протяженность L и толщина B .

Условно принято, что составляющие U, V, W скорости воздушных порывов являются проекциями скорости порыва соответственно на оси OX, OZ, OY связанной системы координат, и ЛА перемещается вдоль вектора скорости ветра.

2.2. Спектральные плотности энергии составляющих скоростей воздушных порывов описываются формулами Кармана:

$$\Phi_{V,W}(\Omega) = \frac{L_{V,W} \sigma_{V,W}^2}{\pi} \frac{1 + \frac{8}{3} (1,339 L_{V,W} \Omega)^2}{[1 + (1,339 L_{V,W} \Omega)^2]^{\frac{11}{6}}}; \quad (1)$$

№ изм.
№ изв.

1
10115

5206

Изм. № дубликата
Изм. № подлинника

$$\phi_u(\Omega) = \frac{L_u \sigma_u^2}{\pi} \frac{2}{[1 + (1,339 L_u \Omega)^2]^{\frac{1}{2}}}, \quad (2)$$

где Ω - пространственная частота, м^{-1} , $\Omega = \frac{\omega}{V_{\text{ЛД}}}$;

 ω - циклическая частота порывов, с^{-1} ;
$$V_{AA} - \text{скорость ЛА, м}\cdot\text{с}^{-1};$$

L_u, L_v, L_w - интегральные масштабы турбулентности в продольном, поперечном и вертикальном направлениях, м. Значения L_u, L_v и L_w для разных диапазонов высоты h принимаются:

- при h от 10 до 200 м $L_u = L_v = 200$ м, $L_w = h$;

- при h от 200 до 760 м $L_u = L_v = L_w = h$;

- при h св. 760 м $L_u = L_v = L_w = 760$ м.

2.3. Интенсивность составляющих скорости воздушных порывов определяется с помощью их средних квадратических значений по формуле:

$$\sigma_{u,v,w} = \left[\int_{-\infty}^{\infty} \phi_{u,v,w}(\Omega) d\Omega \right]^{\frac{1}{2}}, \quad (3)$$

где $b_{\text{увн}}$ - интенсивность составляющих скорости воздушных порывов;

$\Phi_{u,v,w}(\Omega)$ - спектральные плотности энергий продольной U , поперечной V , вертикальной W составляющих скорости воздушных порывов.

2.4. Функция плотности распределения средних квадратических значений продольной σ_u , поперечной σ_v и вертикальной σ_w составляющих скорости воздушных порывов при полете в турбулентной атмосфере определяется по формуле:

$$f(\sigma_{u,v,w}) = \sqrt{\frac{2}{\pi}} \frac{P_1}{b_1} \exp\left(-\frac{\sigma_{u,v,w}^2}{2b_1^2}\right) + \sqrt{\frac{2}{\pi}} \frac{P_2}{b_2} \exp\left(-\frac{\sigma_{u,v,w}^2}{2b_2^2}\right), \quad (4)$$

где P_1 - вероятность полета в зоне умеренной турбулентности;

P_2 - вероятность полета в зоне интенсивной турбулентности;

b_1 - коэффициент, характеризующий умеренную турбулентность,
 $\text{м} \cdot \text{с}^{-1}$;

b_2 - коэффициент, характеризующий интенсивную турбулентность,
м·с⁻¹

Если принять, что вероятность полета в спокойной атмосфере P_0 , то

$$P_0 + P_1 + P_2 = 1;$$

2.5. Значения параметров P_1, P_2, b_1, b_2 функции плотности распределения $f(\zeta_i; v; w)$ уравнения (3) приведены в табл. 2. Промежуточные величины параметров вычисляются линейной интерполяцией.

Таблица 2

Значения параметров P_1 , b_1 , P_2 , b_2 в зависимости от
высоты h

h , км	P_1	b_1 , м·с ⁻¹	P_2	b_2 , м·с ⁻¹
0	9,950 -1	1,200 0	5,000 -3	2,580
0,3	9,950 -1	1,200 0	5,000 -3	2,580
1,0	3,358 -1	1,045 0	2,300 -3	2,460
2,0	1,750 -1	1,067 0	1,150 -3	2,743
3,0	1,098 -1	1,068 0	5,874 -4	2,939
4,0	7,080 -2	1,034 0	3,686 -4	3,135
5,0	5,110 -2	1,012 0	2,310 -4	3,287
6,0	4,046 -2	9,906 -1	1,450 -4	3,450
7,0	2,780 -2	9,633 -1	1,150 -4	3,570
8,0	2,208 -2	9,470 -1	9,800 -5	3,620
9,0	1,670 -2	9,250 -1	8,930 -5	3,516
10,0	1,260 -2	9,035 -1	8,520 -5	3,157
11,0	9,700 -3	8,926 -1	1,000 -4	2,972
12,0	7,770 -3	9,144 -1	1,098 -4	2,863
13,0	5,870 -3	9,470 -1	1,150 -4	2,776
14,0	4,240 -3	1,012 0	1,098 -4	2,656
15,0	3,205 -3	1,067 0	1,000 -4	2,525
16,0	2,540 -3	1,132 0	8,530 -5	2,308
17,0	1,920 -3	1,165 0	7,770 -5	2,068
18,0	1,450 -3	1,132 0	6,750 -5	1,785
19,0	1,098 -3	1,089 0	6,450 -5	1,480
20,0	7,770 -4	1,025 0	5,870 -5	1,267
21,0	5,870 -4	9,580 0	5,110 -5	0,958
22,0	4,650 -4	8,926 -1	0	0
23,0	3,360 -4	8,270 -1	0	0
24,0	2,540 -4	7,620 -1	0	0
25,0	2,000 -4	7,000 -1	0	0

Примечание. Однозначное число со знаком минус, стоящее после значения параметра, является показателем степени десяти - сомножителя данного значения: $9,950 -1 = 9,950 \cdot 10^{-1}$.

Графики зависимостей от высоты h параметров P_1 , P_2 , b_1 , b_2 приведены на черт. 1 и 2. Высота h отсчитывается от среднего уровня земной поверхности до высоты $h = 3$ км, выше 3 км начало отсчета принимается по ГОСТ 4401-81 обязательное приложение, раздел 3.

№ изм.

№ изв.

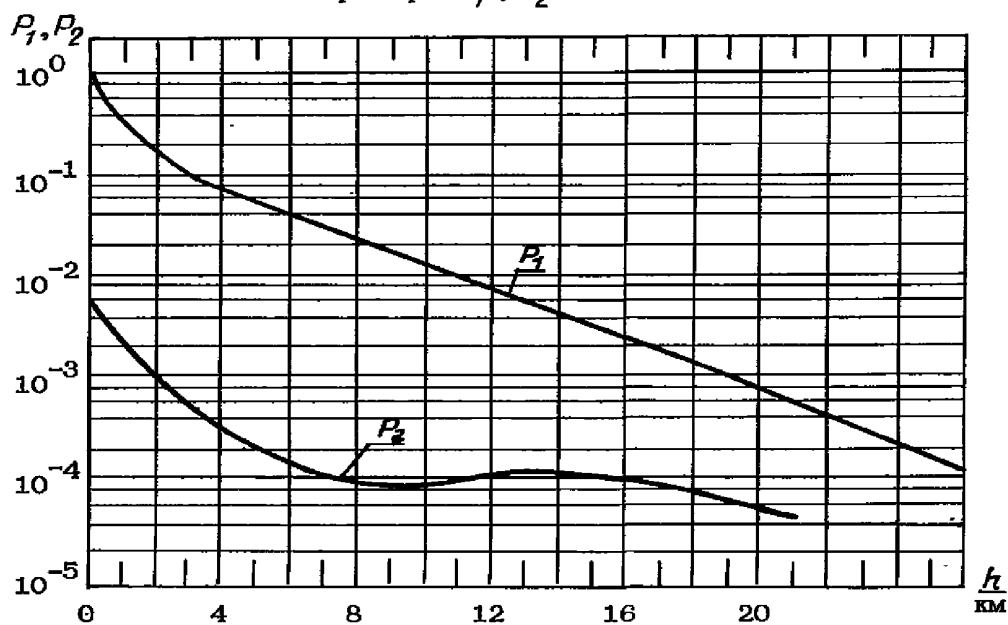
5208

Инв. № дубликата

Инв. № подлинника

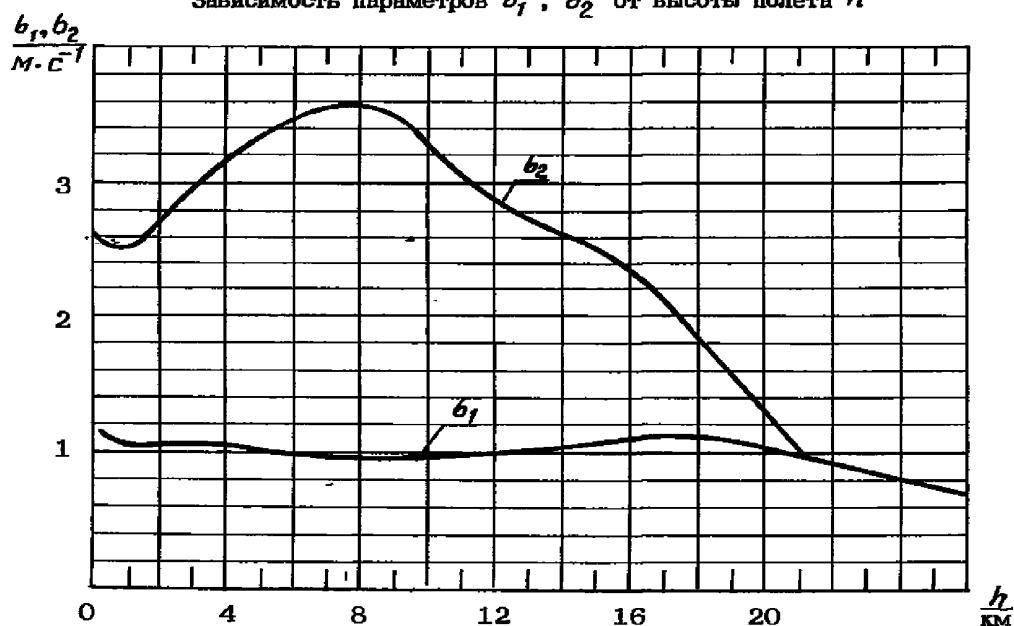
Инв. № дубликата	
Инв. № подлинника	5208

Зависимость параметров P_1 , P_2 от высоты полета h



Черт. 1

Зависимость параметров b_1 , b_2 от высоты полета h



Черт. 2

2.6. Относительная повторяемость составляющих U, V, W скорости порывов воздуха определяется по формуле:

$$\frac{N(U, V, W)}{N_0(U, V, W)} = P_1 \exp\left(-\frac{U, V, W}{b_1}\right) + P_2 \exp\left(-\frac{U, V, W}{b_2}\right), \quad (5)$$

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ АТМОСФЕРЫ ПО СХЕМЕ ДИСКРЕТНЫХ ПОРЫВОВ

1. Для определения действующих на конструкцию ЛА нагрузок используются данные о средней повторяемости на 1 км полета эффективных скоростей вертикальных воздушных порывов $W_{эф}$.

Величина $W_{эф}$ связана с приращением нормальной перегрузки Δn_y в центре масс самолета соотношением:

$$W_{эф} = \frac{2\Delta n_y mg/s}{k \rho_0 V_i c_y^\alpha};$$

$$k = 0,8 \frac{1 - e^{-\lambda}}{\lambda}; \lambda = \frac{c_y^\alpha g \rho_H \Delta l}{2mg/s},$$

где Δn_y - приращение нормальной перегрузки;

mg/s - удельная нагрузка на крыло при данной массе самолета, Н·м⁻² (кгс·м⁻²);

ρ_0, ρ_H - плотность воздуха соответственно на уровне моря и на высоте H по ГОСТ 4401-81, кг·м⁻³;

V_i - индикаторная скорость полета на рассматриваемой высоте, м·с⁻¹;

g - ускорение свободного падения на высоте H , м·с⁻²;

Δl - градиентное расстояние порыва, м;

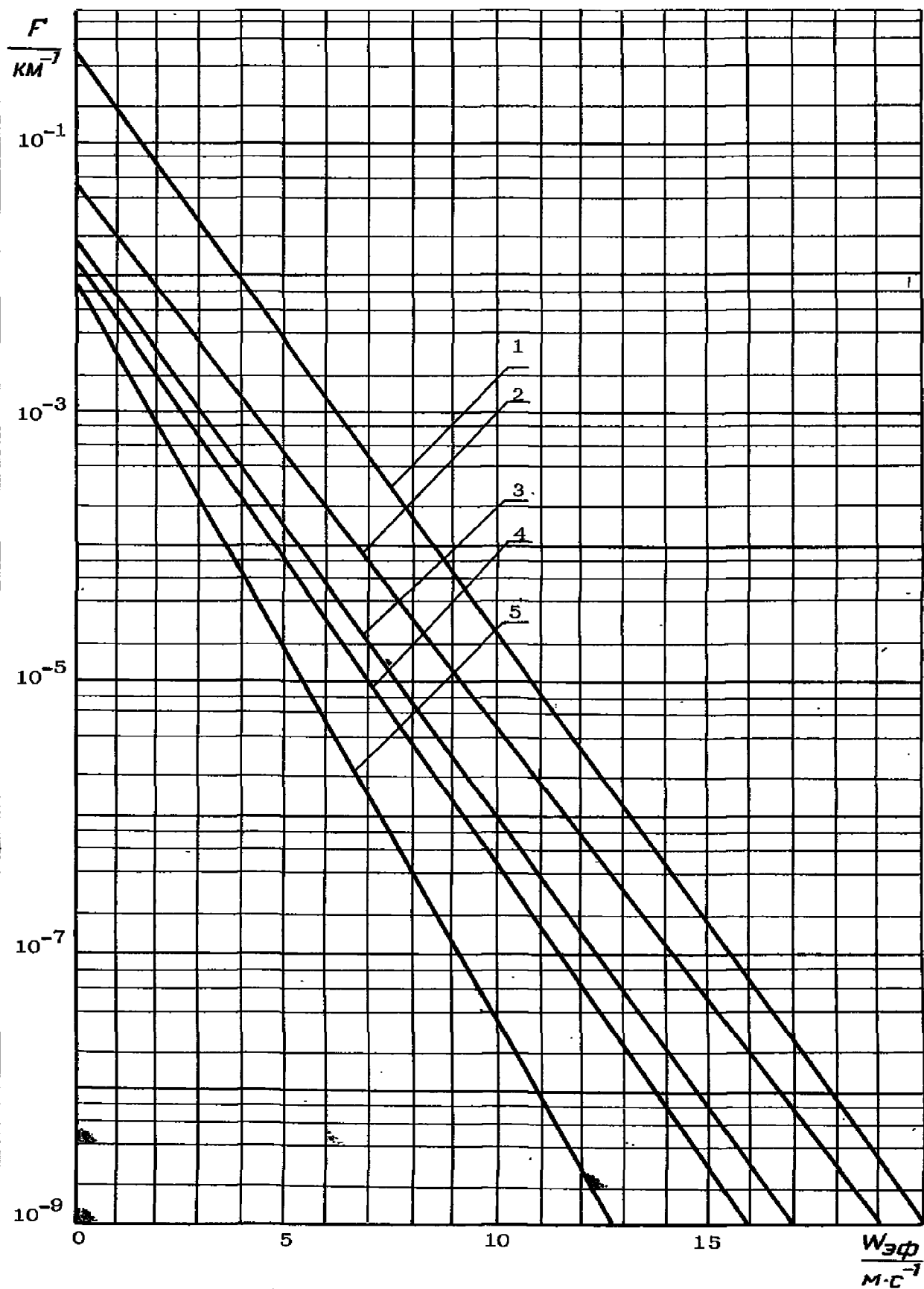
c_y^α - производная коэффициента подъемной силы по углу атаки α .

2. Кумулятивная повторяемость эффективной скорости вертикальных порывов $W_{эф}$ на 1 км дистанции полета для различных диапазонов высот представлена на чертеже. Расчеты производились при $\Delta l = const = 30$ м.

№ изм.	1	10115
№ изв.		

Инв. № дубликата	Б208
Инв. № подлинника	

Кумулятивная повторяемость вертикальных порывов $W_{\Sigma\phi}$



1 - $H = 0 \dots 3 \text{ км}$; 2 - $H = 3 \dots 5 \text{ км}$; 3 - $H = 5 \dots 7 \text{ км}$;
4 - $H = 7 \dots 9 \text{ км}$; 5 - $H = 9 \dots 12 \text{ км}$

№ изм.	1
№ изв.	10115

Инв. № дубликата	5208
Инв. № подлинника	

σ_Q - средние квадратические значения нагрузки Q ; соответствующие средним квадратическим значениям составляющих скорости воздушного порыва U, V, W, H (кгс).

1. Относительная повторяемость отклонений параметров полета X (угла атаки, угла скольжения и др.) от установившихся значений при воздействии составляющих U, V, W скорости воздушного порыва, а также относительная повторяемость самих составляющих U, V, W скорости воздушных порывов в соответствии с формулой (5) настоящего стандарта определяется по формуле:

$$\frac{N_{U,V,W}(X)}{N_0(U,V,W)(X)} = P_1 \exp\left(-\frac{X}{A_{U,V,W}t_1}\right) + P_2 \exp\left(-\frac{X}{A_{U,V,W}t_2}\right), \quad (1)$$

где $N_0(U,V,W)(X)$ - число превышений в единицу времени кривыми X уровня $X=0$.

$$N_o(u, v, w)(x) = \frac{V_{AA}}{2\pi} \left[\frac{\int_{\Omega_{min}}^{\Omega_{max}} \Omega^2 \phi_{u,v,w}(\Omega) |T_x(i\Omega)|^2 d\Omega}{\int_{\Omega_{min}}^{\Omega_{max}} \phi_{u,v,w}(\Omega) |T_x(i\Omega)|^2 d\Omega} \right]^{\frac{1}{2}}, \quad (2)$$

где $\Omega_{min} = 10^{-4} \text{ м}^{-1}$;

$$\Omega_{\max} = \frac{2\pi}{l}, \text{ где } l - \text{характерный геометрический размер ЛА}$$

(средняя аэродинамическая хорда крыла при расчете параметров продольного движения ЛА, средняя аэродинамическая хорда вертикального оперения при расчетах параметров бокового движения ЛА и т.д.), м⁻¹;

$|T_x(i\Omega)|$ - модуль частотной характеристики рассматриваемого параметра помета X от воздействия составляющих U, V, W скорости порыва воздуха.

Этот модуль определяется с учетом динамических характеристик ЛА в области пространственных частот турбулентных порывов $\Omega_{min}, \Omega_{max}$ (с учетом стационарности обтекания, коротко- и длиннопериодических движений и т.д.).

$$A_{u,v,w} = \frac{G_x}{G_{u,v,w}} = \left[\frac{\int_{\Omega_{min}}^{\Omega_{max}} \phi_{u,v,w}(\Omega) |T_x(i\Omega)|^2 d\Omega}{\int_0^\infty \phi_{u,v,w}(\Omega) d\Omega} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

При определении относительной повторяемости составляющих U, V, W скорости воздушных порывов считать $|T_x(i\mathcal{P})| \equiv 1$.

2. Повторяемость приращений углов атаки, превышающих уровень $\Delta\alpha^*$, при полете в турбулентной атмосфере определяется по формулам (1) и (2) настоящего приложения.

В качестве основных данных для расчета принимаются:

- бароспидиограмма полета;
- передаточные коэффициенты A от единичного порыва к углу атаки;
- параметры модели турбулентности атмосферы P_1, P_2, b_1, b_2 (раздел 2 настоящего стандарта);
- взлетная и посадочная масса ЛА $m_{взл}, m_{пос}$, кг;
- расход топлива, C , кг·с⁻¹.

3. Весь полет протяженностью $\bar{L} = \sum_{i=1}^K \bar{L}_i$ ($i = 1, 2, 3, \dots, K$) разбивается на K отдельных квазигоризонтальных участков, для которых, исходя из основных данных для расчета, массово-инерционные характеристики можно принять постоянными. Параметры модели турбулентности выбираются для средней высоты участка полета. Значение \bar{L}_i определяется по формуле, приведенной в справочном приложении 2, пункт 4.

4. Общее число превышений приращений угла атаки $\Delta\alpha^*$ за один полет (разделенный на K участков) от вертикальных порывов W определяется по формуле:

$$N_{W(\Delta\alpha \geq \Delta\alpha^*)} = \sum_{i=1}^K N_{0wi}(\Delta\alpha) T_i \left[P_{1i} \exp\left(-\frac{\Delta\alpha^*}{A_{wi} b_{1i}}\right) + P_{2i} \exp\left(-\frac{\Delta\alpha^*}{A_{wi} b_{2i}}\right) \right], \quad (4)$$

где $N_{W(\Delta\alpha \geq \Delta\alpha^*)}$ - общее число превышений приращений угла атаки;

$N_{0wi}(\Delta\alpha)$ - число превышений нулевого уровня приращения угла атаки

на i -м участке. Значения N_{0wi} и A_{wi} находятся по формулам (2) и (3) настоящего приложения в частотном диапазоне от Ω_{min} до Ω_{max} .

Инв. № дубликата	Инв. № подлинника	1	10115
			5208