УДК 551.51.001.572:629.7

Группа Д02

ОТРАСЛЕВОЙ СТАНДАРТ

ОСТ 1 02514-84

На 13 страницах

Введен впервые

МОДЕЛЬ ТУРБУЛЕНТНОСТИ АТМОСФЕРЫ

Характеристики

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. 1 № изв. 10115

Инв. № дубликата 5208 Инв. № подлинника

gost.e-ecolog.ru

№ изм. 1 | № изв. 10115
Инв. № дубликата | 5206
Инв. № подлинника

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 изменение 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 σ_u, σ_v, σ_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:

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

$$\Phi_u(\Omega) = \frac{L_u \sigma_u^2}{\pi} \cdot \frac{2}{\left[1 + (1{,}339\, L_u \Omega)^2\right]^{\frac{5}{6}}}, \qquad (2)$$

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

ω – циклическая частота порывов, $с^{-1}$;

$V_{ЛА}$ – скорость ЛА, $м \cdot с^{-1}$;

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:

$$\sigma_{u,v,w} = \left[\int_0^\infty \Phi_{u,v,w}(\Omega)\, d\Omega\right]^{\frac{1}{2}}, \qquad (3)$$

где $\sigma_{u,v,w}$ – 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:

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

где P_1 – вероятность полета в зоне умеренной турбулентности;

P_2 – вероятность полета в зоне интенсивной турбулентности;

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

b_2 – коэффициент, характеризующий интенсивную турбулентность, $м \cdot с^{-1}$

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 $f(\sigma_u; v; w)$ уравнения (3) приведены в табл. 2. Промежуточные величины параметров вычисляются линейной интерполяцией.

№ изм. | № изв. | Инв. № дубликата | Инв. № подлинника | 5208

Таблица 2

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

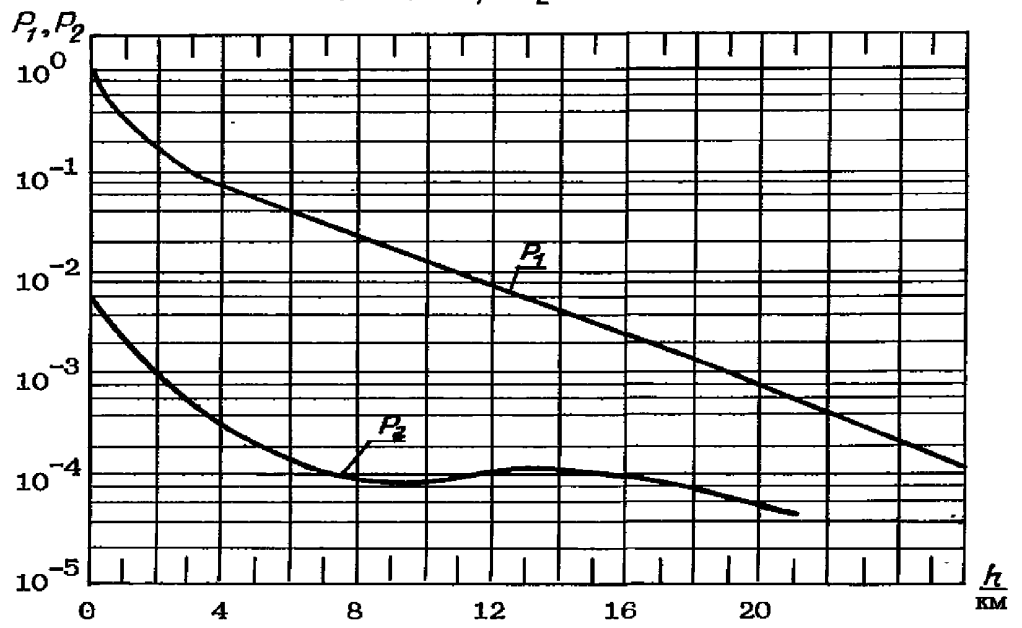
h, км	P_1	b_1, м·с$^{-1}$	P_2	b_2, м·с$^{-1}$
0	9,950 -1	1,200 0	5,000 -3	2,580
0,3	9,950 -1	1,200 0	5,000 -3	2,580
1,0	3,358 -1	1,045 0	2,300 -3	2,460
2,0	1,750 -1	1,067 0	1,150 -3	2,743
3,0	1,098 -1	1,068 0	5,874 -4	2,939
4,0	7,080 -2	1,034 0	3,686 -4	3,135
5,0	5,110 -2	1,012 0	2,310 -4	3,287
6,0	4,046 -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.

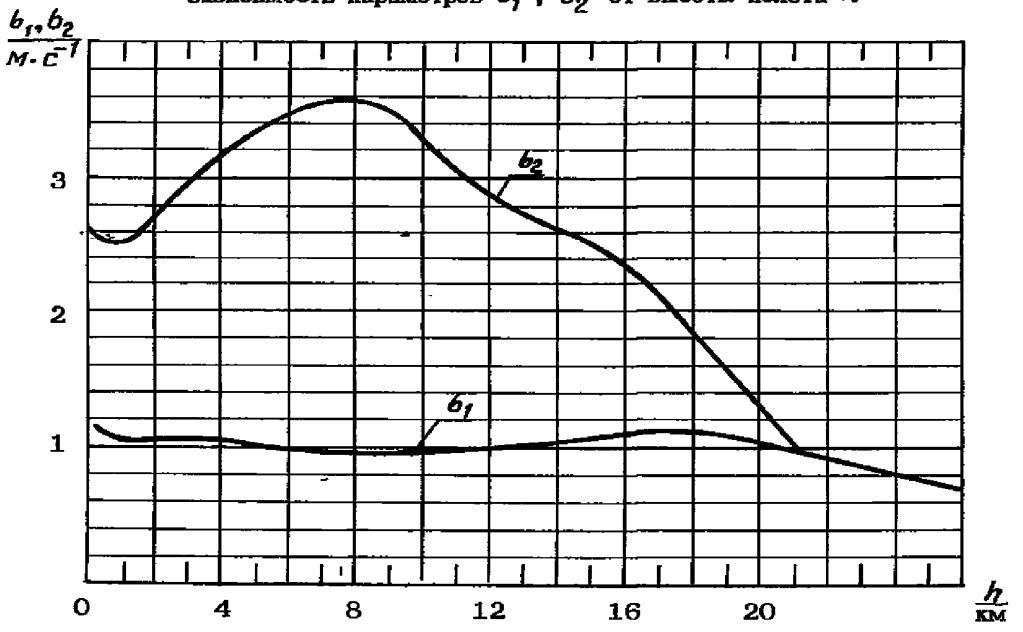
№ изм. № изв. 5208 Инв. № подлинника Инв. № дубликата

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:

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

№ изм 1
№ изв. 10115
Инв. № дубликата
Инв. № подлинника. 5206

где $N(U, V, W)$ – число превышений в единицу времени кривыми U, V, W заданного уровня U, V, W;

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

Расчет повторяемости нагрузок на самолет от воздействия порывов воздуха приведен в справочном приложении 2, а расчет повторяемости отклонений параметров полета от установившихся значений в задачах динамики при скоростях полета существенно превышающих скорость интенсивных порывов – в справочном приложении 3.

2.7. Протяженность L и толщина B турбулентных зон достигает значений: $L \leqslant 400$ км, $B \leqslant 2{,}5$ км.

Интегральная повторяемость протяженности и толщины турбулентных зон аппроксимируются экспонентами:

$$\left.\begin{aligned} P_L &= exp\,(-1{,}60 \cdot 10^{-2} |L|); \\ P_B &= exp\,(-1{,}75 \cdot 10^{0} |B|), \end{aligned}\right\} \qquad (6)$$

где L и B выражены в километрах, а $|L|$ и $|B|$ – их арифметические значения.

2.8. Совместная интегральная вероятность встречи зоны турбулентности с дисперсией порывов, длиной и толщиной зоны соответственно не более D, L и B рассчитывается по формуле независимых случайных величин:

$$P(D, L, B) = P(\geqslant D)\, P(\geqslant L)\, P(\geqslant B). \qquad (7)$$

№ изм. 1
№ изв. 10115
Инв. № дубликата
Инв. № подлинника
8208

ПРИЛОЖЕНИЕ 1
Справочное

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, $Н \cdot м^{-2}$ ($кгс \cdot м^{-2}$);

ρ_0, ρ_H – плотность воздуха соответственно на уровне моря и на высоте H по ГОСТ 4401-81, $кг \cdot м^{-3}$;

V_i – индикаторная скорость полета на рассматриваемой высоте, $м \cdot с^{-1}$;

g – ускорение свободного падения на высоте H, $м \cdot с^{-2}$;

Δl – градиентное расстояние порыва, м;

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

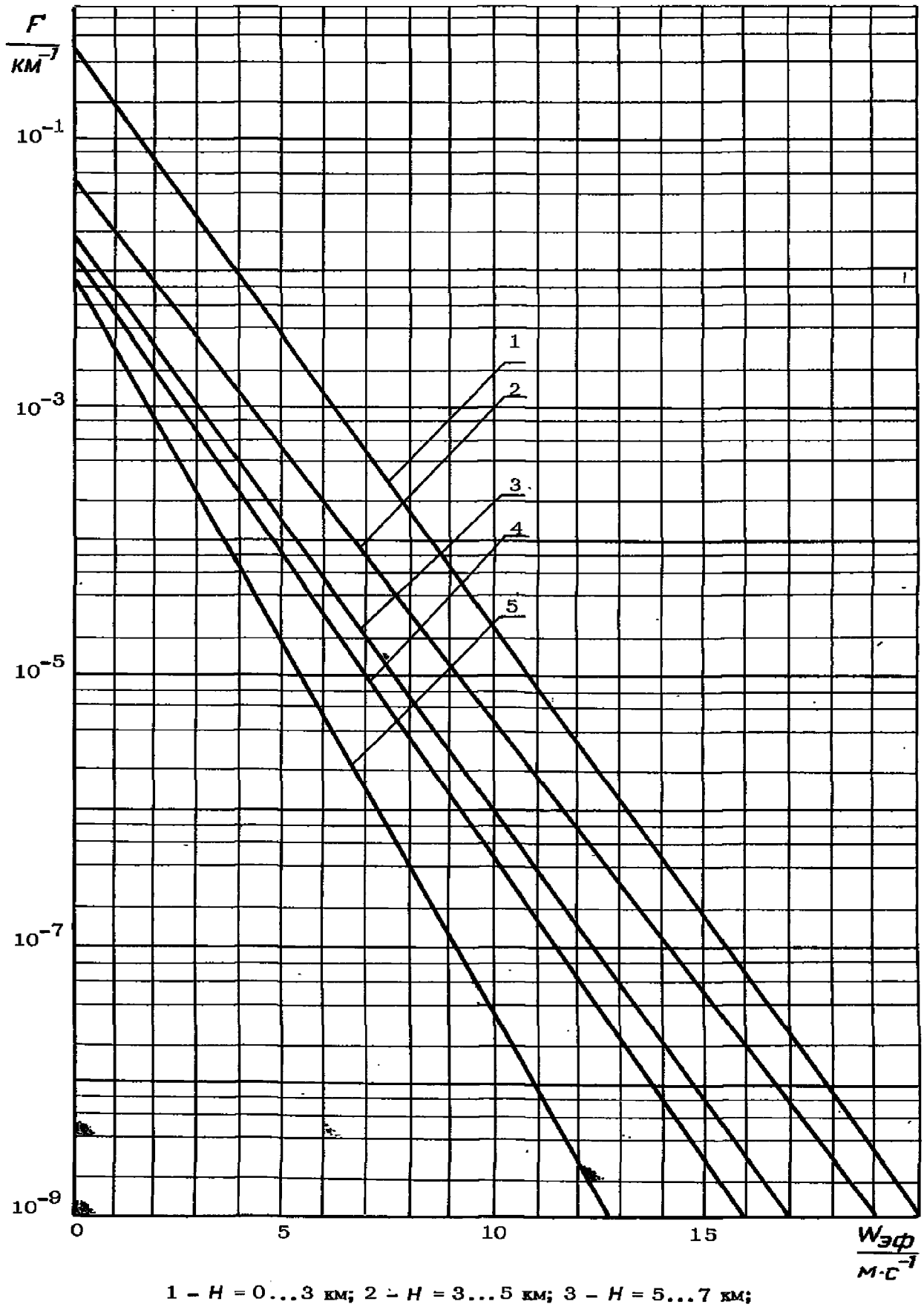
2. Кумулятивная повторяемость эффективной скорости вертикальных порывов $W_{эф}$ на 1 км дистанции полета для различных диапазонов высот представлена на чертеже. Расчеты производились при $\Delta l = const = 30$ м.

№ изм. 1 | № изв. 10115
Инв. № дубликата | Инв. № подлинника 6208

Инв. № дубликата	5206
Инв. № подлинника	

№ изм.	1
№ изв.	10115

Кумулятивная повторяемость вертикальных порывов $W_{эф}$



1 – H = 0...3 км; 2 – H = 3...5 км; 3 – H = 5...7 км;
4 – H = 7...9 км; 5 – H = 9...12 км

ПРИЛОЖЕНИЕ 2
Справочное

РАСЧЕТ ПОВТОРЯЕМОСТИ НАГРУЗОК НА САМОЛЕТ ОТ ВОЗДЕЙСТВИЯ ПОРЫВОВ ВОЗДУХА

1. Относительная повторяемость нагрузок Q на конструкции ЛА от воздействия составляющих U, V, W скорости воздушного порыва по аналогии с формулой (5) настоящего стандарта будет:

$$\frac{N_{U,V,W}(Q)}{N_{O(U,V,W)}(Q)} = P_1 \exp\left(-\frac{Q}{A_{U,V,W}\, b_1}\right) + P_2 \exp\left(-\frac{Q}{A_{U,V,W}\, b_2}\right), \quad (1)$$

где Q – нагрузка (сила), действующая на конструкцию ЛА, Н (кгс);

$N_{U,V,W}(Q)$ – среднее за единицу времени число превышений заданной нагрузки Q от воздействия составляющих U, V, W скорости порыва воздуха, $с^{-1}$.

$$N_{O(U,V,W)}(Q) = \frac{V_{ЛА}}{2\pi}\left[\frac{\int_{\Omega_{min}}^{\Omega_{max}} \Omega^2 \Phi_{U,V,W}(\Omega)\left|T_Q(i\Omega)\right|^2 d\Omega}{\int_{\Omega_{min}}^{\Omega_{max}} \Phi_{U,V,W}(\Omega)\left|T_Q(i\Omega)\right|^2 d\Omega}\right]^{\frac{1}{2}} \quad (2)$$

В формуле (2) принимается:

$$\Omega_{min} = 10^{-4}\ м^{-1};\quad \Omega_{max} = \frac{2\pi f_{max}}{V_{ЛА}};$$

где $f_{max} \equiv 3$ Гц;

$V_{ЛА}$ – средняя скорость ЛА, $м \cdot с^{-1}$

$\left|T_Q(i\Omega)\right|$ – модуль частотной характеристики нагрузки Q на ЛА от воздействия составляющих U, V, W порывов воздуха, определяется с учетом не менее шести упругих колебаний ЛА при горизонтальном полете;

$A_{U,V,W}$ – коэффициенты передаточной функции от порыва к определяемой нагрузке:

$$A_{U,V,W} = \frac{\sigma_Q}{\sigma_{U,V,W}} = \left[\frac{\int_{\Omega_{min}}^{\Omega_{max}} \Phi_{U,V,W}(\Omega)\left|T_Q(i\Omega)\right| d\Omega}{\int_{0}^{\infty} \Phi_{U,V,W}(\Omega)\, d\Omega}\right]^{\frac{1}{2}}, \quad (3)$$

где σ_Q – средние квадратические значения нагрузки Q, соответствующие средним квадратическим значениям составляющих скорости воздушного порыва U, V, W, Н (кгс).

№ изм. 1
№ изв. 10116
Инв. № дубликата
Инв. № подлинника 6206

2. Повторяемость нагрузок, воздействующих на конструкцию ЛА при полете в турбулентной атмосфере, определяется по формулам настоящего приложения.

В качестве исходных данных для расчета принимаются:

– бароспидограмма полета;

– передаточные коэффициенты $A_{u,v,w}$ от u, v, w порыва к определяемой нагрузке;

– 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 разбивается на K отдельных горизонтальных (и квазигоризонтальных – при наборе высоты и посадке) участков протяженностью $l_i = t_i V_i$, где t_i и V_i – продолжительность и истинная средняя скорость полета на i-ом участке ($i = 1, 2, 3, \ldots, K$).

Например, при расчетах повторяемости перегрузок в центре масс дальних пассажирских магистральных самолетов осредненные типовые полеты разбивались на пять–семь участков ($K = 5 \ldots 7$).

4. В каждом полете определяется продолжительность полета t_i и скорость полета в начале ($V_{iн}$) и в конце ($V_{iк}$) каждого участка полета.

Для каждого участка вычисляются средние из полного количества n обработанных полетов $j = 1, 2, 3, \ldots, n$:

– продолжительность $\bar{t}_i = \dfrac{\sum_{j=1}^{n} t_{ij}}{n}$;

– скорость $\bar{V}_i = \dfrac{\sum_{j=1}^{n} (V_{ijн} + V_{ijк})}{2n}$;

– протяженность $\bar{l}_i = \bar{t}_i \bar{V}_i$;

– средняя масса самолета на i-м участке пути $\bar{m}_i = \bar{m}_{взл} - \sum_{1}^{i} \bar{c}\,\bar{t}_i$;

– взлетная масса самолета $\bar{m}_{взл} = \dfrac{\sum_{j=1}^{n} m_{j\,взл}}{n}$;

– посадочная масса самолета $\bar{m}_{пос} = \dfrac{\sum_{j=1}^{n} m_{пос}}{n}$;

Инв. № дубликата | Инв. № подлинника | 5206 | № изв. | 10115 | № изм. | 1

– полное время полета $\bar{T}_{пол} = \sum_{1}^{K} \bar{T}_i$;

– расход топлива $\bar{C} = \dfrac{\bar{m}_{взл} - \bar{m}_{пос}}{\bar{T}_{пол}}$.

5. Повторяемость F_i вертикальных приращений перегрузок по отдельным участкам b_i определяется по формуле:

$$F_i(\geqslant \Delta n) = N_{oi}(\Delta n_y) T_i \left[P_{1i} \exp\left(- \frac{\Delta n_y}{b_{1i} A_{wi}} \right) + P_{2i} \exp\left(- \frac{\Delta n_y}{b_{2i} A_{wi}} \right) \right], \quad (4)$$

Значения $N_{oi}(\Delta n_y)$ и A_{wi} находятся из формул (2) и (3) настоящего приложения в частотном диапазоне от 0 до 3 Гц; значения модуля передаточной функции $|T(i\Omega)|$ определяются расчетным путем с учетом упругости конструкции и использованием соотношений квазистационарной аэродинамики при скорости полета V_i, массе самолета m_i, высоте полета h_i .

6. Повторяемость перегрузок за весь полет вычисляется по формуле:

$$F(\geqslant \Delta n_y) = \sum_{i=1}^{K} F_i(\geqslant \Delta n_y) . \quad (5)$$

№ изм. 1
№ изв. 10115
Инв. № дубликата
Инв. № подлинника 5206

ПРИЛОЖЕНИЕ 3
Справочное

РАСЧЕТ ПОВТОРЯЕМОСТИ ОТКЛОНЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА ОТ УСТАНОВИВШИХСЯ ЗНАЧЕНИЙ В ЗАДАЧАХ ДИНАМИКИ ПРИ СКОРОСТЯХ ПОРЫВОВ, СУЩЕСТВЕННО ПРЕВЫШАЮЩИХ СКОРОСТЬ ИНТЕНСИВНЫХ ПОРЫВОВ

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:

$$\frac{N_{u,v,w}(x)}{N_{o\,(u,v,w)}(x)} = P_1 \exp\left(-\frac{X}{A_{u,v,w}\,b_1}\right) + P_2 \exp\left(-\frac{X}{A_{u,v,w}\,b_2}\right), \qquad (1)$$

где $N_{o(u,v,w)}(X)$ – число превышений в единицу времени кривыми X уровня $X=0$.

$$N_{o\,(u,v,w)}(X) = \frac{V_{\Lambda A}}{2\pi}\left[\frac{\int_{\Omega_{min}}^{\Omega_{max}} \Omega^2 \Phi_{u,v,w}(\Omega)\,|T_x(i\Omega)|^2 d\Omega}{\int_{\Omega_{min}}^{\Omega_{max}} \Phi_{u,v,w}(\Omega)\,|T_x(i\Omega)|^2 d\Omega}\right]^{\frac{1}{2}}, \qquad (2)$$

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

$\Omega_{max} = \frac{2\pi}{l}$, где l – 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 полета X от воздействия составляющих U, V, W скорости порыва воздуха.

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

$$A_{u,v,w} = \frac{\sigma_x}{\sigma_{u,v,w}} = \left[\frac{\int_{\Omega_{min}}^{\Omega_{max}} \Phi_{u,v,w}(\Omega)\,|T_x(i\Omega)|^2 d\Omega}{\int_0^{\infty} \Phi_{u,v,w}(\Omega)\,d\Omega}\right]^{\frac{1}{2}}. \qquad (3)$$

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

№ изм. 1 | № изв. 10115
Инв. № дубликата | 5208
Инв. № подлинника

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:

– бароспидограмма 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 $\bar{L}=\sum_{1}^{K}\bar{l}_i$ ($i = 1, 2, 3, \ldots, K$) 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:

$$N_W(\Delta\alpha\geq\Delta\alpha^*)=\sum_{1}^{K}N_{owi}(\Delta\alpha)\bar{l}_i\left[P_{1i}\exp\left(-\frac{\Delta\alpha^*}{A_{wi}\,b_{1i}}\right)+P_{2i}\exp\left(-\frac{\Delta\alpha^*}{A_{wi}\,b_{2i}}\right)\right], \qquad (4)$$

где $N_W(\Delta\alpha\geq\Delta\alpha^*)$ – общее число превышений приращений угла атаки;

$N_{owi}(\Delta\alpha)$ – число превышений нулевого уровня приращения угла атаки на i –м участке. Значения N_{owi} и A_{wi} находятся по формулам (2) и (3) настоящего приложения в частотном диапазоне от Ω_{min} до Ω_{max}.

Инв. № дубликата | Инв. № подлинника | 5206 | № изм. 1 | № изв. 10115

gost.e-ecolog.ru