

Расчет скорости максимальной интенсивности порывов

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Ключевые слова: прочность, нагрузки на самолет, максимальная скорость, интенсивность порывов.

Ключеві слова: міцність, навантаження на літак, максимальна швидкість, інтенсивність поривів.

Key words: strength, loads on airplane, maximum speed, gust rate.

В расчете самолета на прочность необходимо определить расчетную индикаторную скорость максимальной интенсивности порывов V_B . Согласно Авиационным Правилам (АП) на этой скорости действуют порывы максимальной величины, и поэтому достигаются максимальные и минимальные перегрузки от их действия $n_{y \max \text{ НВ}}$, $n_{y \min \text{ НВ}}$. Максимальная перегрузка от действия неспокойного воздуха $n_{y \max \text{ НВ}}$ для самолетов транспортной, нормальной и переходной категорий обычно больше максимальной маневренной перегрузки $n_{y \max \text{ ман}}$, а минимальная перегрузка от отрицательного порыва $n_{y \min \text{ НВ}}$ меньше минимальной маневренной перегрузки $n_{y \min \text{ ман}}$, как показано на рис. 1. Таким образом, нагрузки от порывов могут определять статическую прочность, и их надо определять с наибольшей точностью.

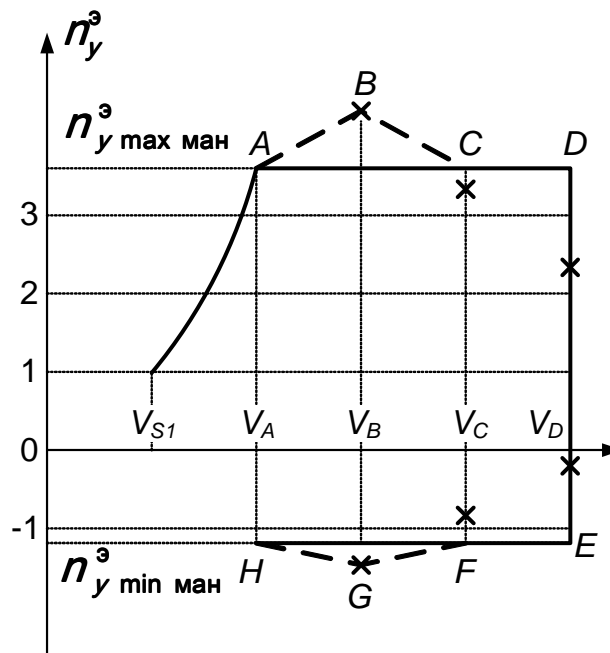


Рис. 1. Совместная огибающая маневренных перегрузок и перегрузок от порывов:

- × - перегрузка от порывов;
- - огибающая маневренных перегрузок;
- - - - огибающая перегрузок от порывов;

Согласно АП условиями определения скорости V_B являются, такие:

1. V_B должна быть больше V_A – расчетной минимальной индикаторной скорости с максимальной маневренной перегрузкой $n_{y \max \text{ ман}}$ и максимальным коэффициентом подъемной силы самолета $C_{y \max \text{ сам}}$.
2. V_B должна быть меньше V_C – расчетной индикаторной крейсерской скорости.
3. Самолет встречает вертикальный индикаторный порыв максимальной интенсивности $U_{de} = 20,1 \text{ м/с} = 66 \text{ фут/с}$ в горизонтальном прямолинейном полете с перегрузкой $n_y = 1$, при этом коэффициент подъемной силы самолета $C_{y \text{ сам}}$ равен максимальному коэффициенту подъемной силы самолета $C_{y \max \text{ сам}}$:

$$C_{y \text{ сам}} = C_{y \max \text{ сам}}$$

Большого C_y не может быть физически по условиям аэродинамики.

Максимальную величину коэффициента подъемной силы самолета $C_{y \max \text{ сам}}$ можно приблизительно оценить по максимальной величине коэффициента подъемной силы профиля $C_{y \max \text{ пр.}}$:

$$C_{y \max \text{ сам}} \approx 0,95 C_{y \max \text{ пр.}}$$

Согласно АП перегрузка от порыва $U_{de} = 20,1 \text{ м/с}$ на скорости V_B такова:

$$n_{yH}^a = 1 + K_g \frac{U_d \times V_B \times C_{y \alpha}^a}{e \cdot 16 \times G/S_M^a} =$$

$$= 1 + K_g \frac{20,1 \times V_B \times C_{y \alpha}^a}{16 \times G/S_M^a} = 1 + 1,256 \times K_g \frac{V_B \times C_{y \alpha}^a}{G/S_M^a}, \quad (1)$$

где $K_g = \frac{0,88 M_g}{5,3 + M_g}$ – коэффициент ослабления порыва;

$M_g = \frac{2G/S}{b \times \rho \times C_{y \alpha}^a \times g}$ – массовый параметр самолета;

G – вес самолета в кгс, S – площадь крыла в м^2 ;

ρ – плотность воздуха в $\frac{\text{кгс} \times \text{с}^2}{\text{м}^4}$;

b – средняя аэродинамическая хорда в м;

g – ускорение свободного падения в м/с^2 ;

$C_{y \alpha}^a$ – производная коэффициента подъемной силы самолета по углу атаки в $1/\text{радиан}$.

Подъемная сила самолета при действии порыва $U_{de} = 20,1 \text{ м/с}$ на скорости V_B через $C_{y \max \text{ сам}}$ такова:

$$Y_{HВ} = C_{y_{ма}} \frac{\rho V_B^2}{2} S = C_{y_{ма}} \frac{V_B^2}{16} S. \quad (2)$$

С другой стороны, через перегрузку (1) эта подъемная сила

$$Y_{HВ} = n_{y_{HВ}}^{\alpha} G = \left(1 + 1,256 K_g \frac{V_B \times C_{y_{са}}^{\alpha}}{G/S_{ма}} \right) G. \quad (3)$$

Эти величины равны, следовательно,

$$C_{y_{ма}} \frac{V_B^2}{16} S = G + 1,256 K_g \times V_B \times C_{y_{са}}^{\alpha} \times S. \quad (4)$$

В результате получается квадратичное уравнение

$$0,0625 C_{y_{ма}} V_B^2 - 1,256 K_g C_{y_{са}}^{\alpha} V_B - p = 0, \quad (5)$$

где $p = G/S$ - удельная нагрузка на крыло.

Вводятся обозначения: $A = 0,0625 C_{y_{ма}}$, $B = 1,256 K_g C_{y_{са}}^{\alpha}$.

После преобразований получено каноническое квадратичное уравнение

$$A \times V_B^2 - B \times V_B - p = 0. \quad (6)$$

Решение этого уравнения:

$$V_B = \frac{B \pm \sqrt{B^2 - 4A p}}{2A}. \quad (7)$$

Физический смысл V_B имеет при знаке плюс «+» у радикала:

$$V_B = \frac{B + \sqrt{B^2 - 4A p}}{2A}, \quad (8)$$

где V_B в м/с.

При расчетах следует учитывать, что в формуле (6) p со знаком «минус», то есть под корнем (8) в действительности стоит сумма.

Проведена проверка на ряде самолетов, которая дала удовлетворительные результаты.

Список литературы

1. АП-25. – М.: МАК, 1992. – 563 с.
2. Гудков А.И. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов / А.И. Гудков, П.С. Лешаков. – М.: Машиностроение, 1968. – 469 с.

Рецензент: д-р техн. наук, проф. зав. каф. Е.А. Дружинин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

Поступила в редакцию 16.03.09