

УДК 624.046

ОЦЕНКА НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ПОВРЕЖДЕННОГО ОДНОЛОНЖЕРОННОГО КРЫЛА

© Н.А. Баранов, О.Э. Красников

Baranov N.A., Krasnikov O.E. Estimation of load-carrying capacity of a damaged single-spar wing. On the basis of the developed technique the analysis is carried out of position and the size of damage influence of the wing construction made under the single-spar scheme with a spar of box-shaped type, on the construction load-carrying capacity.

При повреждении конструкции крыла летательного аппарата происходит изменение его прочностных свойств, что приводит к сужению диапазона условий его применения, в частности, уменьшению допустимого значения максимальной эксплуатационной перегрузки. В настоящей работе на примере крыла, выполненного по однолонжеронной схеме с лонжероном коробчатого типа, проведен анализ влияния характера повреждения на несущие свойства конструкции.

Рассмотрим произвольное сечение крыла, которое характеризуется координатой z . Будем предполагать, что это сечение крыла проходит через поврежденную область, ширина которой в этом сечении равна $D(z)$. Заметим, что если $D(z) = 0$, то это равносильно тому, что рассматриваемое сечение крыла является неповрежденным. Напряжение, которое испытывает крыло в рассматриваемом сечении, определяется через изгибающий момент $M_D(z)$, действующий в этом сечении [2]. В свою очередь, изгибающий момент определяется распределенной по поверхности крыла нагрузкой $p(x, z)$. Для упрощения будем предполагать, что сосредоточенные нагрузки на крыле отсутствуют. Тогда изгибающий момент, действующий в сечении крыла с координатой z , будет равен

$$M_D(z) = \int_{S_D(z)} p(\xi, \zeta)(\zeta - z) d\xi d\zeta,$$

где $S_D(z)$ - часть площади крыла, отсекаемая сечением z , с учетом наличия повреждения крыла.

Распределение давления $p(x, z)$ является функцией перегрузки n_y , с которой летит летательный аппарат. Предполагая, что подъемная сила создается только крылом и горизонтальным оперением летательного аппарата, т. е. пренебрегая несущими свойствами фюзеляжа, можем записать приближенное равенство:

$$an_y mg = \int p(x, z) dx dz, \quad (1)$$

где m - масса летательного аппарата, g - ускорение свободного падения, a - коэффициент, учитывающий подъемную силу, создаваемую горизонтальным опере-

нием, а интеграл в правой части берется по всей поверхности крыла.

Предполагая, что распределение нагрузки вдоль размаха крыла близко к эллиптическому распределению [2], заменим его эквивалентным постоянным распределением

$$p(x, z) \approx p_{eq},$$

где

$$p_{eq} = \frac{1}{S} \int p(x, z) dx dz,$$

S - площадь крыла.

С учетом принятых допущений о постоянстве распределенной нагрузки $p(x, z)$ для изгибающего момента можем записать

$$M_D(z) = \frac{n_y mg}{S} \int_{S_D(z)} (\zeta - z) d\xi d\zeta = \frac{n_y mg}{S} \int_z^{L/2} b_D(\zeta)(\zeta - z) d\zeta,$$

где $b_D(\zeta) = b(\zeta) - D(\zeta)$, $b(\zeta)$, $D(\zeta)$ - местная хорда крыла и ширина зоны повреждения в сечении с координатой ζ , а L - размах крыла. Интеграл в правой части зависит только от геометрических характеристик крыла.

Величина напряженности однолонжеронной панели коробчатого типа вычисляется через величину изгибающего момента согласно следующей формуле [3]:

$$\sigma_D(z) = \frac{M_D(z)}{HF}, \quad (2)$$

где $\bar{H}$ - средняя высота полки лонжерона - $\bar{H} = \frac{1}{2}(H_1 + H_2)$,

F - расчетная площадь сечения, которая находится по формуле

$$F = B(z) \delta_{в(н)},$$

$B(z)$ - ширина панели по хорде; $\delta_{в(н)}$ - толщина верхней (нижней) панели (рис. 1).

Наличие повреждения конструкции крыла в виде отверстия приводит к перераспределению потока усилий и, как следствие, к изменению напряженности материала на границе зоны повреждения (рис. 2). Изменение напряженности может быть учтено введением коэффициентов статического ($K_{\text{стат}}$) и динамического ($K_{\text{дин}}$) увеличения напряжения поврежденной конструкции. Тогда величина напряжения в сечениях, проходящих через область повреждения, представляется в виде

$$\sigma_D^*(z) = \sigma_D(z) K_{\text{стат}} K_{\text{дин}} \quad (3)$$

В работе [4] показано, что коэффициент статического перераспределения усилий $K_{\text{стат}}$ может быть представлен в виде

$$K_{\text{стат}} = 1 + \frac{\Delta N(z)}{\alpha N_{\text{пр}}(z)}, \quad (4)$$

где $\Delta N(z)$ - усилие в поврежденном сечении до разрушения, $N_{\text{пр}}(z)$ - приведенное усилие в граничном сечении конструкции в момент получения повреждения, α - коэффициент перераспределения усилия между граничными элементами. Значение коэффициента α согласно работе [4] принимается равным 2.

Усилие $\Delta N(z)$ в поврежденных сечениях до разрушения определяется выражением:

$$\Delta N(z) = \frac{M_0(z)}{H} \frac{D(z)}{B(z)}, \quad (5)$$

где $M_0(z)$ - величина изгибающего момента, действующего в сечении крыла с координатой z при отсутствии повреждений.

Приведенное усилие $N_{\text{пр}}(z)$ в поврежденном сечении конструкции находится из выражения

$$N_{\text{пр}}(z) = \sigma_0(z) \Delta b_{\text{пр}}(z) \delta_{\text{в(н)}},$$

которое с учетом зависимости (2) может быть представлено в виде

$$N_{\text{пр}}(z) = \frac{M_0(z)}{H} \frac{\Delta b_{\text{пр}}(z)}{B(z)}, \quad (6)$$

где $\Delta b_{\text{пр}}(z)$ - приведенная ширина панели в рассматриваемом сечении.

Приведенная ширина панели $\Delta b_{\text{пр}}(z)$ для рассматриваемого варианта повреждения является функцией относительного диаметра отверстия (отнесенного к ширине панели в рассматриваемом сечении)

$$\Delta b_{\text{пр}}(z) = f\left(\frac{D(z)}{B(z)}\right),$$

вид которой показан на рис. 3 [4].

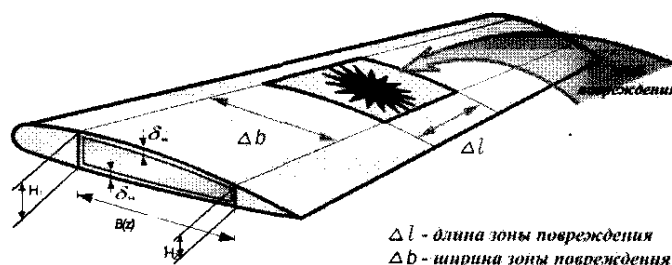


Рис. 1. Геометрические характеристики крыла и повреждения

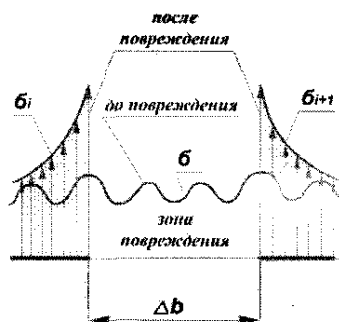


Рис. 2. Перераспределение напряжения в поврежденном крыле

Таким образом, подставляя соотношения (5), (6) в формулу для коэффициента статического увеличения напряжения поврежденной конструкции $K_{\text{стат}}$, получаем для этого коэффициента зависимость вида

$$K_{\text{стат}} = 1 + \frac{1}{\alpha} \frac{D(z)}{\Delta b_{\text{пр}}(z)}.$$

Величина $D(z)/\Delta b_{\text{пр}}(z)$ называется обобщенным параметром повреждения.

Несущую способность конструкции будем характеризовать величиной перегрузки, которую выдерживает поврежденная конструкция крыла летательного аппарата. Для сечения крыла с координатой z величина допустимой перегрузки $n_y^{\text{доп}}(z)$ определяется из условия, что действующие в этом сечении напряжения не превосходят величины критической напряженности материала силового элемента консоли крыла

$$f\sigma_D^*(z) \leq \sigma_v, \quad (7)$$

где f – коэффициент безопасности, а $\sigma_D^*(z)$ определяется по формуле (3).

Из условия (7) определяется величина $n_y^{\text{доп}}(z)$ для каждого сечения крыла. Тогда величина допустимой перегрузки $n_y^{\text{доп}}$ всей конструкции определяется согласно соотношению вида

$$n_y^{\text{доп}} = \max_{z \in [0, L/2]} n_y^{\text{доп}}(z).$$

В качестве примера на рис. 4 показано распределение напряжений вдоль размаха крыла $\sigma_D^*(z)$ при наличии повреждения его поверхности в виде квадратного выреза размера 100 мм расположенного на расстоянии $l = 0,5$ м и $l = 0,75$ м от корневой хорды крыла.

Следует отметить, что в зависимости от положения повреждения действующие на крыле напряжения имеют максимальные значения либо в точке повреждения крыла (если повреждение расположено близко к корневой хорде крыла), либо у корневой хорды крыла (если повреждение расположено близко к концевой хорде крыла).

Представленный характер распределения напряжений поврежденного крыла определяет величину допустимой перегрузки, которую может выдерживать поврежденная конструкция. Расчетные значения допустимой перегрузки как функции размера D повреждения крыла для различных его положений вдоль размаха крыла ($l = 0,1$ м, $l = 0,5$ м, $l = 0,75$ м) показаны на рис. 5. Можно видеть, что даже при малом повреждении ($D \rightarrow 0$), расположенном вблизи корневой хорды крыла, происходит резкое снижение его несущей способности (резко уменьшается величина $n_y^{\text{доп}}$).

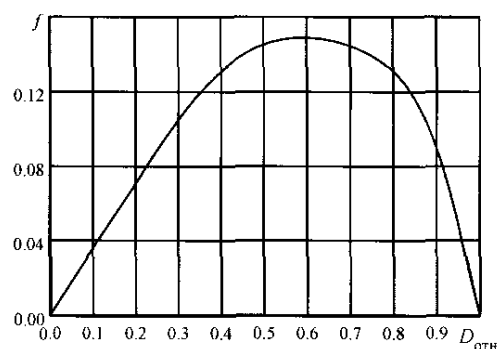


Рис. 3. Зависимость приведенной ширины панели от размера повреждения

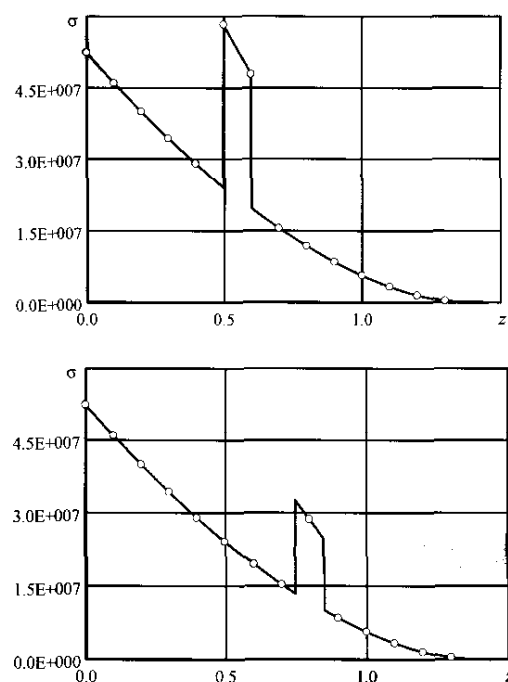


Рис. 4. Распределение напряжений вдоль размаха крыла

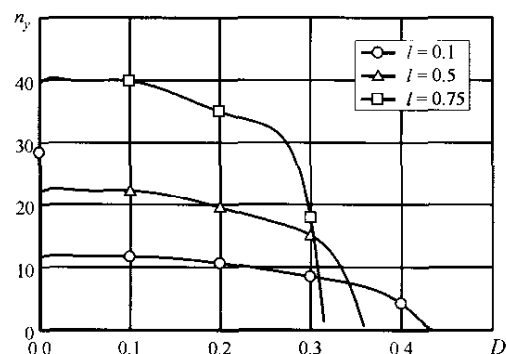


Рис. 5. Влияние размера и положения повреждения на величину допустимой перегрузки

Затем с увеличением размера повреждения (при неизменном его положении вдоль размаха крыла) несущие свойства практически не изменяются либо меняются не сильно. Однако при приближении размера повреждения к размерам панели лонжерона ($D \rightarrow D_{\text{lim}} = b(z)$) несущие свойства конструкции начинают интенсивно ослабевать и стремятся к нулю ($n_y^{\text{доп}} \rightarrow 0$).

Как и следовало ожидать на основании представленных зависимостей влияния положения повреждения на распределение напряжений вдоль размаха крыла, по мере смещения повреждения в сторону концевой хорды крыла несущие свойства поврежденной конструкции возрастают (при малых размерах повреждения).

ЛИТЕРАТУРА

1. Житомирский Г.И. Конструкция самолетов. М.: Машиностроение, 2005.
2. Макаревский А.И., Чижев В.М. Основы прочности и аэроупругости летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1982.
3. Туркин К.Д., Виноградов Р.И., Мышкин Л.В., Тихомиров В.А. Конструкция летательных аппаратов. Ч. I. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1985.
4. Голован В.И. Обобщение результатов расчетных исследований напряженного состояния конструкции многолонжеронного крыла с вырезами // Ученые записки ЦАГИ. 1982. Т. XIII. № 1. С. 64–67.

БЛАГОДАРНОСТИ: Авторы выражают благодарность доценту И.В. Арбузову за проявленное внимание к работе и консультации. Работа выполняется при финансовой поддержке РФФИ (гранты № 04-01-00867, 06-07-89285).

Поступила в редакцию 27 июня 2006 г.