

## ОЦЕНКА ИЗМЕНЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА С МЕХАНИЧЕСКИМИ ПОВРЕЖДЕНИЯМИ

---

Виталий Викторович ПОЛЯНСКИЙ родился в 1980 г. в городе Москве. Ассистент МАИ. Основные научные интересы — в области проектирования авиационных робототехнических систем. Автор более 20 научных работ. E-mail: vitapolk@rambler.ru

Vitaly V. POLIANSKY, was born in 1980, in Moscow. He is an Assistant Professor at the MAI. His research interests are in design of robotic systems for aviation armament. He has published more than 20 technical papers. E-mail: vitapolk@rambler.ru

---

Виктор Антонович НЕСТЕРОВ родился в 1946 г. в городе Раменское Московской области. Профессор МАИ. Доктор технических наук, профессор. Основные научные интересы — в области проектирования сложных авиационных механических систем. Автор более 200 научных работ. E-mail: kaf701mai@mail.ru

Viktor A. NESTEROV, D.Sci, was born in 1946, in the Moscow Region. He is a Professor at the MAI. His major research interests are in design of complex aviation mechanical systems. He has published over 200 technical papers. E-mail: kaf701mai@mail.ru

---

*В работе представлены результаты анализа изменения надежности беспилотного летательного аппарата с механическими повреждениями конструкции планера. Рассмотрен вариант его движения в режиме огибания рельефа местности.*

*In work results of reliability alteration analysis of pilotless aircraft with mechanical damage are represented. Variant of aircraft movement in ground terrain rounding mode is examined.*

**Ключевые слова:** надежность, несущая способность, беспилотный, повреждения, планер.

**Key words:** reliability, carrying capacity, pilotless, damage, glider.

### Введение

Надежность является комплексным свойством, которое в зависимости от назначения объекта и условий его применения может включать безотказность, долговечность, ремонтпригодность и сохраняемость или определенные сочетания этих свойств.

В данной работе в качестве исследуемого объекта рассматривается беспилотный летательный аппарат (БПЛА), основными составными частями которого являются конструкция и оборудование. При этом надежность БПЛА оценивается прежде всего в интересах эксплуатации как безотказность функционирования. Под безотказностью в этом случае следует понимать свойство БПЛА непрерывно сохранять работоспособное состояние в течение некоторого времени или наработки [1].

Надежность (безотказность) объекта оценивается на основе статистики об отказах. Отказ — это событие, заключающееся в нарушении работоспособного состояния объекта. Признаком возникновения отказа является выход за пределы допусков одного или нескольких параметров, характеризующих

способность объекта выполнять заданные функции. Кроме того, следует различать отказы и повреждения. Под критериями повреждений надо понимать признаки неисправного, но работоспособного состояния объекта. Переход объекта из одного состояния в другое обычно происходит вследствие повреждения или отказа. Переход объекта из исправного состояния в неисправное работоспособное состояние происходит из-за повреждений.

Применяемые сегодня методики оценки надежности, ориентированные на исследование летательного аппарата (ЛА) с повреждениями, предназначены для изучения вопросов сохранения работоспособности и требуемых условий функционирования пилотируемых ЛА. Особенности данного методического аппарата заключаются в учете действий пилота в экстремальных ситуациях для подавления дополнительных возмущений, вызванных повреждениями планера. Более того, большинство работ ориентировано в основном на исследование ЛА многоразового применения, идеология проектирования конструкции которых также не может являться общей для всего спектра ЛА.

Вместе с тем в связи с расширением диапазона условий применения современных БПЛА значительный интерес представляют исследования их автономного функционирования при больших и сверхбольших дальностях полета. Этому вопросу посвящена данная работа.

### Постановка задачи

В общем случае строгое определение надежности — очень непростая и трудоемкая задача. Однако при проектировании обычно ограничиваются приближенными моделями, которые строятся с учетом целого ряда допущений, основанных на обобщении экспериментальной статистики, а также на правдоподобных гипотезах о поведении БПЛА и его систем.

Значительное упрощение задачи надежности может быть достигнуто в том случае, когда способность объекта выполнять заданные функции характеризуется одним-двумя параметрами. С физической точки зрения такие условия имеются в задаче надежности силовых конструкций БПЛА. При этом надежность конструкции, по существу, понимают как вероятностную прочность. Показателем надежности при таком подходе является вероятность превышения несущей способности конструкции над действующими нагрузками. И несущая способность конструкции, и действующие нагрузки рассматриваются как случайные величины.

В этом случае под несущей способностью конструкции понимается случайная характеристика

$$R(t) = \sigma_{\text{доп}}(t)S,$$

где  $\sigma_{\text{доп}}(t)$  — допускаемое напряжение в конструкции;  $S$  — функция геометрических параметров.

Случайный характер несущей способности конструкции обусловлен неоднородностью структуры и прочностных характеристик конструкционных материалов, допусками при изготовлении конструкции, влиянием фактора времени.

Характер внешней нагрузки определяется взаимодействием БПЛА с окружающей средой. В условиях полета основное влияние на конструкцию оказывает воздушный поток, случайный характер которого связан с турбулентностью атмосферы и обтекания, аэроупругостью, а также с работой системы управления. Помимо того, в рассматриваемом случае полет БПЛА происходит при агрессивных внешних воздействиях, которые приводят к повреждению его конструкции и скачкообразному изменению несущей способности.

Таким образом, при рассмотрении движения БПЛА в указанных условиях задача определения

надежности сводится к оценке вероятности нахождения его в работоспособном состоянии при получении тех или иных повреждений конструкции планера.

При этом работоспособность конструкции с позиции вероятностной прочности

$$P_{\text{кон}}(t) = \text{Вер}\{R(t) - N(t)\} > 0. \quad (1)$$

Очевидно, что для получения приемлемых оценок надежности допустимо рассматривать не весь случайный процесс (за все время полета БПЛА), а лишь сечение случайного процесса в расчетных случаях нагружения (непосредственно после момента возникновения повреждений планера), используя при этом результаты расчета на прочность. Для этих условий, предположив, что функция распределения случайных величин  $R$  и  $N$  подчиняется нормальному закону, надежность силовой конструкции можно рассчитать по известной формуле А.Р. Ржаницына:

$$P_{\text{кон}} = 1/2 + \varphi(\gamma), \quad (2)$$

где  $\varphi(\gamma)$  — функция Лапласа;  $\gamma$  — характеристика безопасности:

$$\gamma = \frac{\bar{R} - \bar{N}}{\sqrt{\sigma_R^2 + \sigma_N^2}},$$

где  $\bar{R}, \bar{N}$  — математические ожидания  $R$  и  $N$ ;  $\sigma_R, \sigma_N$  — средние квадратические отклонения тех же величин.

### Расчетная модель

Для реализации данного процесса требуется моделирование динамики БПЛА, выполняющего полет в режиме огибания рельефа местности с характерными возмущениями окружающей среды. При этом в некоторой точке траектории происходит повреждение конструкции его планера в результате воздействия поражающих элементов средств ПВО (параметры повреждений варьируются в некотором диапазоне). Выходным параметром модели является вероятность потери БПЛА своей работоспособности в результате разрушения планера. С позиций прочности это может означать превышение несущей способности конструкции над действующими нагрузками. В случае совместного моделирования динамики полета и процессов, происходящих в нагружаемых элементах планера, в качестве критерия для оценки влияния повреждений следует выбрать значение вертикальной перегрузки. И, следовательно, потеря надежности будет определяться превышением требуемой для совер-

шения необходимого маневра  $n_y(t)$  над располагаемой  $n_y^{\text{расп}}$  по условиям прочности поврежденного БПЛА. В качестве оценки в данном случае и с учетом того, что распределение вертикальной перегрузки подчинено нормальному закону, будет выступать интенсивность перехода БПЛА в пораженное состояние, определяемое выражением:

$$\Phi_{\text{пор}} = P(n_y^{\text{расп}}(t) < n_y) = \Phi\left(\frac{n_y - m_{n_y^{\text{расп}}}}{\sigma_{n_y^{\text{расп}}}}\right), \quad (3)$$

где  $\Phi$  — функция Лапласа;  $m_{n_y^{\text{расп}}}$  — математическое ожидание  $n_y^{\text{расп}}$ .

Для определения характера и величины изменения несущей способности БПЛА с механическими повреждениями планера целесообразно использовать метод определения остаточной прочности одного из его элементов. В данном случае выберем консоль крыла в качестве наиболее показательного элемента. Анализ особенностей его конструкции позволяет сделать вывод о том, что для определения остаточной прочности можно использовать методику расчета напряженно-деформированного состояния крыла, представляя его в специальном виде через обобщенные коэффициенты.

Для расчета прочности крыла необходимо знать величины поперечной силы  $Q$  и изгибающих моментов  $M_{\text{изг}}$  в отдельных его сечениях. При построении эпюр крыло рассматривается как двухопорная балка (с опорами на фюзеляже) с консолями, нагруженная распределенной аэродинамической нагрузкой  $q_v$  и массовой нагрузкой  $q_{кр}$  (рис. 1). Данные нагрузки уравниваются силой реакции фюзеляжа  $R_{\Phi}$ . Построение эпюр сил и моментов производят на основе разности распределенных нагрузок  $q_v$  и  $q_{кр}$ .

Поперечная сила  $Q$  определяется из условия пропорционального распределения воздушной и массовой нагрузки вдоль размаха по хордам спрямленного крыла (рис. 2) [2]. Тогда сила  $Q$  до выбранного сечения будет равна:

$$Q = \frac{fn_y^3 mg(a - \zeta_{кр})}{S_{кр}} S_{\text{отс}},$$

где  $f$  — коэффициент безопасности;  $n_y^3$  — эксплуатационная перегрузка;  $m$  — масса БПЛА;  $a$  — коэффициент, учитывающий величину и направление подъемной силы;  $S_{\text{отс}}$  — отсеченная площадь крыла;  $S_{кр}$  — площадь крыла;  $\zeta_{кр}$  — относительная масса конструкции крыла.

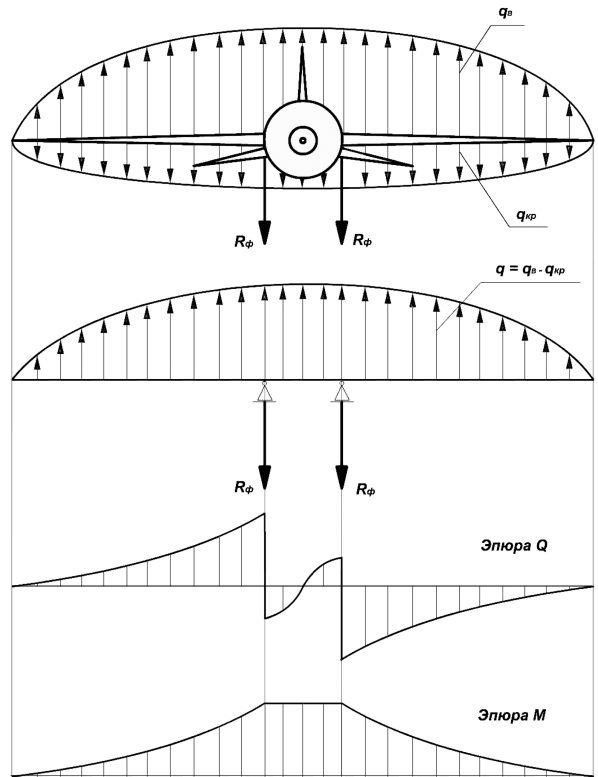


Рис. 1. Силы, действующие на БПЛА в полете

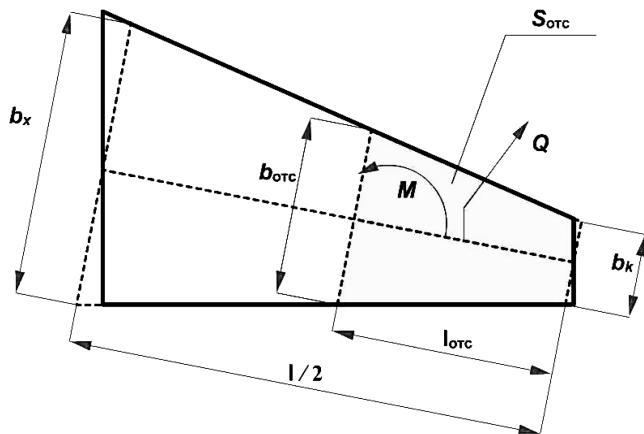


Рис. 2. Схема нагружения консоли крыла

Изгибающий момент  $M_{\text{изг}}$  в сечении крыла

$$M_{\text{изг}} = Qd,$$

где  $d$  — расстояние до точки приложения силы  $Q$ .

Таким образом, соотношение для напряженности однолонжеронной панели коробчатого типа будет иметь следующий вид:

$$\sigma_0 = \frac{M_{\text{изг}}}{H_{\text{ср}} F},$$

где  $H_{\text{ср}}$  — средняя высота полки лонжерона  $H_{\text{ср}} = \frac{H_1 + H_2}{2}$ ;  $F$  — расчетная площадь сечения, которая находится как

$$F = B(z)\delta_{в(н)},$$

где  $B(z)$  — ширина панели по хорде;  $\delta_{в(н)}$  — толщина верхней (нижней) панели (рис. 3).

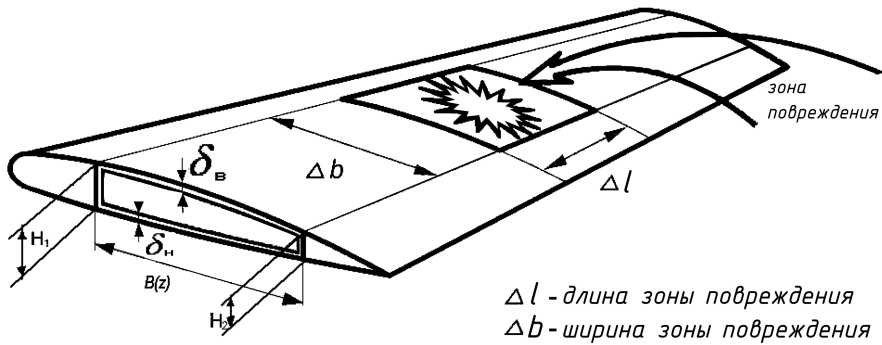


Рис. 3. Схема повреждений консоли крыла

Наличие пробоины в конструкции крыла приводит к перераспределению потока усилий от изгибающего момента  $M_{изг}$  и поперечной силы  $Q$  и, как следствие, к изменению напряженности материала на границе зоны повреждения (рис. 4). Дан-

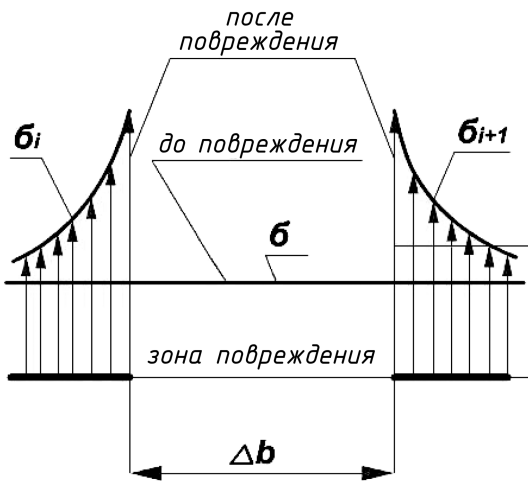


Рис. 4. Перераспределение напряжения в поврежденном крыле

ное изменение характеризуется величинами статического ( $K_{ст}$ ) и динамического ( $K_{дин}$ ) коэффициентов увеличения напряжения поврежденной конструкции:

$$\sigma_0^* = \sigma_0 K_{ст} K_{дин} < \sigma_в,$$

где  $\sigma_в$  — критическое напряжение, выдерживаемое конструкцией.

Выполнение данного условия свидетельствует о повреждениях, которые не приводят к разрушению крыла в данном сечении.

В данной постановке  $K_{ст}$  также определяется через обобщенный параметр повреждения:

$$K_{ст} = 1 + \frac{\Delta N}{\alpha N_{пр}},$$

$\Delta l$  - длина зоны повреждения  
 $\Delta b$  - ширина зоны повреждения

где  $\Delta N$  — усилие в поврежденном сечении до разрушения;  $N_{пр}$  — приведенное усилие в граничном сечении конструкции в момент получения повреждения;  $\alpha$  — коэффициент перераспределения усилия между граничными элементами.

Усилие  $\Delta N$  в поврежденных сечениях до разрушения определяется выражением

$$\Delta N = \frac{M_{изг}}{H_{сп}} \frac{D_{отв}}{B(z)},$$

где  $D_{отв}$  — приведенный диаметр пробоины;  $B(z)$  — ширина панели по хорде крыла в сечении  $z$ ;  $z$  — текущая координата по размаху консоли крыла.

Приведенный диаметр пробоины можно выразить, используя соотношение

$$\frac{D_{отв}}{d_0} =$$

$$= \begin{cases} 1, & \text{если } V_в < 900 \text{ м/с;} \\ \left. \begin{aligned} & 1 + 3,38 \cdot 10^{-3} (V_в - 900) \cdot \frac{\delta_{ni}}{h_{пр}}, \\ & \text{если } \frac{\delta_{ni}}{h_{пр}} < 0,2; \\ & 1 + 0,67 \cdot 10^{-3} (V_в - 900), \\ & \text{если } \frac{\delta_{ni}}{h_{пр}} \geq 0,2, \end{aligned} \right\} & \text{если } V_в \geq 900 \text{ м/с.} \end{cases}$$

Здесь  $V_в$  — скорость встречи осколка с преградой;  $h_{пр}$  — предельная толщина пробития монолитной дюралевой преграды;  $\delta_{ni}$  — предельная толщина обшивки крыла (в дюралевом эквиваленте);  $d_0$  —

приведенный диаметр осколочного поражающего элемента, определяемый как

$$d_0 = \sqrt[3]{\frac{m_0}{\rho_0}},$$

где  $m_0$  и  $\rho_0$  — соответственно масса и плотность материала осколка.

Приведенное усилие  $N_{пр}$  в граничном сечении конструкции в момент получения повреждения находится из выражения

$$N_{пр} = \sigma_0 \Delta b_{пр} \delta_{в(н)} = \frac{M_{изг}}{H_{ср}} \Delta b_{пр} \delta_{в(н)},$$

где  $\Delta b_{пр}$  — приведенная ширина граничной панели.

Приведенная ширина граничной панели  $\Delta b_{пр}$  для соответствующего варианта повреждения определяется экспериментальным путем и в данном случае представлена зависимостью  $f(D_{отв}/\Delta b)$  на рис. 5.

Усилие  $\Delta N$ , которое воспринималось поврежденными силовыми элементами, перераспределяется между ними, ограничивая повреждение. Это перераспределение характеризуется коэффициентом  $\alpha$ , который определяется в зависимости от соотношения между площадями граничных элементов.

Коэффициент динамического увеличения напряжения  $K_{дин}$  поврежденной конструкции находится из условия

$$K'_{дин} = \begin{cases} 3,0303 \frac{D_{отв}}{B(z)} \left( 0,9 + \frac{0,8}{\sigma_0} \right) \rightarrow \sigma_z < 8 \frac{\text{кгс}}{\text{мм}^2}; \\ 3,0303 \frac{D_{отв}}{B(z)} \left( 0,9 + \frac{0,3}{\sigma_0} \right) \rightarrow \sigma_z \geq 8 \frac{\text{кгс}}{\text{мм}^2}. \end{cases}$$

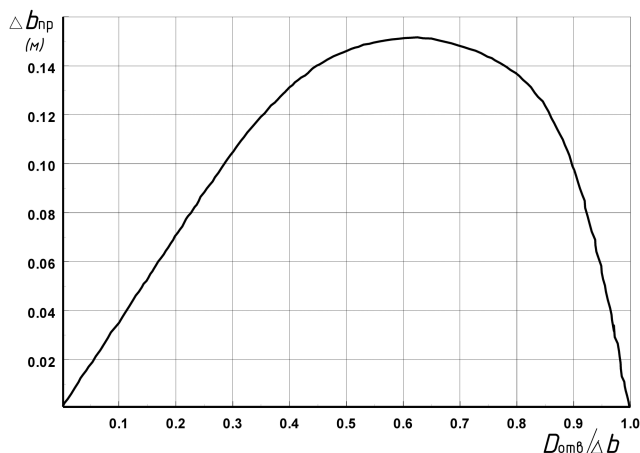


Рис. 5. Приведенная ширина граничной панели

Тогда

$$K_{дин} = 1 + \frac{K'_{дин} - 1}{K_{ст}}.$$

Таким образом, для определения остаточной прочности конструкции крыла с повреждениями необходимо определить величины статического и динамического коэффициентов увеличения напряжения поврежденной конструкции в зоне повреждений.

В реальных условиях значение остаточной прочности также будет носить случайный характер, поскольку основные параметры повреждений (диаметр пробоины и ее местоположение) являются случайными в некотором диапазоне, определяемом геометрией крыла.

Для определения внешних нагрузок на аэродинамические поверхности предположим, что БПЛА совершает прямолинейный полет с постоянной скоростью в режиме огибания рельефа местности. Нагрузка  $N(t)$  на его конструкцию в этих условиях отождествляется с вертикальной перегрузкой  $n_y(t)$ , являющейся также случайным процессом, который формируется под воздействием следующих входных возмущений:

- случайное значение текущей высоты рельефа местности,
- случайное значение вертикальной скорости ветра.

При моделировании рельефа местности на маршруте полета к цели в качестве основного управляющего параметра однозначно выбирается значение заданной высоты, под которой следует понижать барометрическую высоту [3]

$$H_3 = H_{рф} + H_0,$$

где  $H_{рф}$  — высота подстилающей поверхности над уровнем моря;  $H_0$  — требуемый уровень высоты над подстилающей поверхностью (рис. 6).

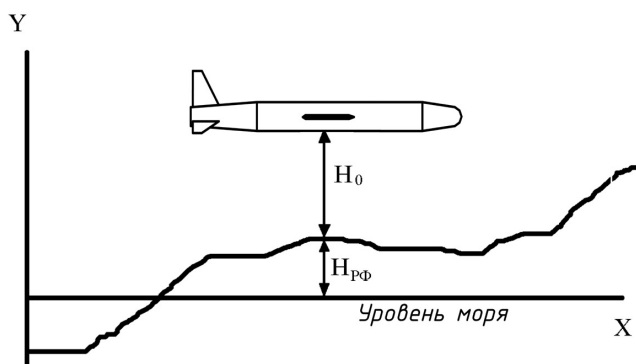


Рис. 6. Схема полета в режиме «огибания» рельефа

При этом для реализации полета БПЛА в режиме «огибания» рельефа местности потребуются выполнения следующего условия:

$$H_0(t) = H_0 = \text{const.}$$

В рамках данной работы моделирование рельефа местности реализовано с помощью имитационного моделирования, предусматривающего возможность достаточно простой процедуры генерации поля высот рельефа  $H_{\text{рф}}(\bar{r})$ .

Метод спектральных канонических разложений в данной работе использован для генерации скалярного двумерного однородного поля. В качестве координатных функций выбраны тригонометрические функции. С их помощью однородное центрированное двумерное скалярное поле в прямоугольнике с границами  $-T_x \leq x \leq T_x$ ;  $-T_z \leq z \leq T_z$  может быть представлено в виде (рис. 7)

$$\dot{H}(\bar{r}) = \sum_{i=-\infty}^{\infty} \sum_{k=-\infty}^{\infty} U_{ik} \cos(\bar{\omega}_{ik}, \bar{r}) + V_{ik} \sin(\bar{\omega}_{ik}, \bar{r}), \quad (4)$$

где  $U_{ik}$ ,  $V_{ik}$  — нормально распределенные коррелированные центрированные случайные величины с дисперсиями

$$D[U_{ik}] = D[V_{ik}] = D_{ik}, \quad i, k = 0, 1, 2, \dots;$$

$\bar{r}(x, z)$  — вектор горизонтальных координат точки поля;  $\bar{\omega}_{ik} = (\omega_i, \omega_k)$  — вектор волновых чисел вдоль координат.

Построить модель поля (4) означает найти дисперсии  $D_{ik}$  случайных амплитуд по заданной корреляционной функции поля и спектру волновых векторов  $\bar{\omega}_{ik}$ .

Спектральному каноническому разложению случайного скалярного двумерного однородного

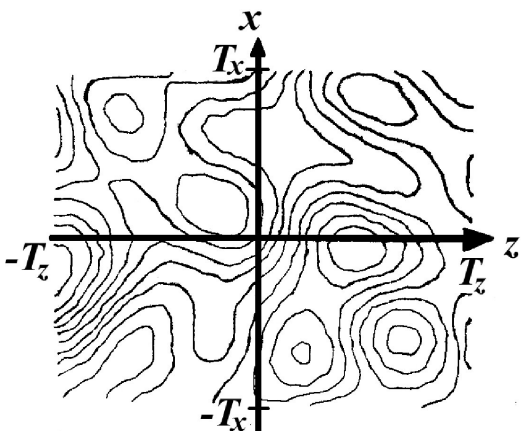


Рис. 7. Скалярное поле высот

поля (4) соответствует спектральное каноническое разложение корреляционной функции этого поля в виде

$$K_H(x, z) = \sum_{i=-\infty}^{\infty} \sum_{k=-\infty}^{\infty} D_{ik} \cos(\omega_i x + \omega_k z), \quad (5)$$

где  $D_{ik} = \frac{1}{4T_x T_z} \int_{-T_x}^{T_x} \int_{-T_z}^{T_z} K_H(x, z) \cos(\omega_i x + \omega_k z) dx dz$ ;

$$\omega_i = i \frac{\pi}{T_x}; \quad \omega_k = k \frac{\pi}{T_z}.$$

Таким образом, предлагается рассматривать рельеф как однородное изотропное поле высот с корреляционной функцией вида

$$K_H(\bar{r}) = \sigma^2 \exp(-\alpha \bar{r}) \left( 1 + \alpha \bar{r} + \frac{1}{3} \alpha^2 \bar{r}^2 \right), \quad (6)$$

где  $\sigma^2$  — дисперсия изотропного поля высот;  $\alpha$  — коэффициент, характеризующий частоту изменения высот.

Спектральная плотность пульсаций нормальной составляющей скорости ветра вдоль траектории движения описываются уравнением Драйдена:

$$S_n(\omega) = \frac{\mu(\mu^2 + 3\omega^2)}{(\mu^2 + \omega^2)} \sigma_W^2, \quad (7)$$

где  $\mu = v/L$  — средняя временная частота турбулентности;  $\sigma_W^2$  — дисперсия пульсаций скорости ветра;  $L$  — масштаб турбулентности.

Представив спектральную плотность (7) в виде произведения комплексно-сопряженных частотных характеристик искомого формирующего фильтра с передаточной функцией  $\Phi_n(p)$ , соответствующей частотной характеристике, получим

$$S_n(\omega) = \frac{\mu(\mu^2 + 3\omega^2)}{(\mu^2 + \omega^2)} \sigma_W^2 = |\Phi_n(j\omega)|^2 S_\eta,$$

где  $S_\eta = 3\mu\sigma_W^2$  — интенсивность белого шума  $\eta(t)$  на входе формирующего фильтра.

Окончательно выражение для формирующего фильтра вертикальных составляющих ветра примет вид

$$\Phi_n(p) = \frac{p + \mu/\sqrt{3}}{(p + \mu)^2}. \quad (8)$$

Таким образом, подавая на вход формирующего фильтра белый шум, на выходе получаем непрерывный случайный процесс, моделирующий вертикальную составляющую турбулентной атмосферы со спектральной плотностью (7).

**Результаты расчета**

В ходе имитационного моделирования процесса полета БПЛА с механическими повреждениями аэродинамических поверхностей был получен ряд зависимостей, позволивших произвести анализ изменения его надежности в процессе функционирования. На рис. 8 показана величина среднеквадратического отклонения вертикальной перегрузки при движении неповрежденного БПЛА по маршруту в режиме огибания рельефа местности, т.е. так называемое нормальное функционирование без повреждений планера, но с учетом действующих возмущений со стороны турбулентной атмосферы.

На рис. 9 и 10 приведены характеристики изменения прочностных параметров БПЛА, получив-

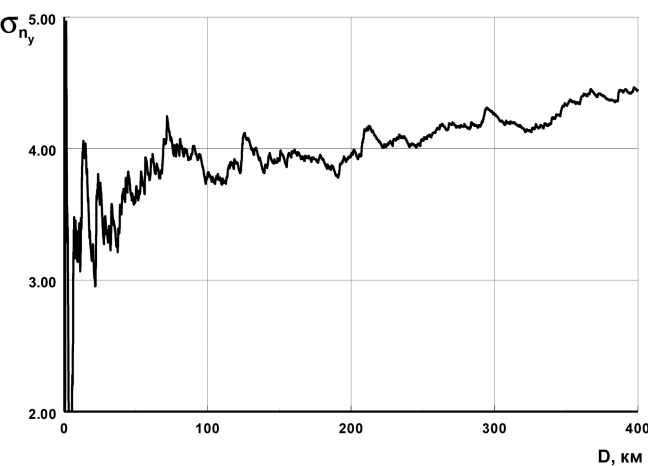


Рис. 8. Изменение СКО БПЛА на маршруте

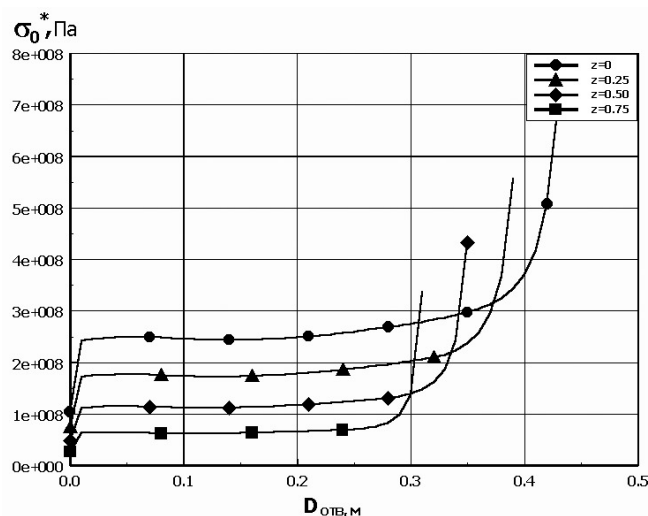


Рис. 9. Напряженные состояния поврежденного крыла (горизонтальный полет)

шего повреждения в некоторой точке траектории. В частности, зависимость, представленная на рис. 9, демонстрирует влияние диаметра и положения сквозного отверстия в консоли крыла БПЛА на изменение напряженности его силового лонжерона при горизонтальном полете. На рис. 10 хорошо просматривается участок скачкообразного изменения напряжения в поврежденной зоне крыла при совершении БПЛА маневра в вертикальной плоскости при средней величине вертикальной перегрузки ( $n_y = 4$ ), действующей на данный элемент конструкции планера.

На рис. 9 и 10 обозначены:

$D_{отв}$  — диаметр пробойки (отверстия) в поврежденном элементе, м;

$z$  — положение центра пробойки вдоль по размаху крыла.

На рис. 11 показаны ограничения маневренности БПЛА в результате полученных повреждений, при этом наблюдается существенное снижение  $n_y$  при диаметре пробойки более 300 мм, что составляет около 25% всей эффективной поверхности крыла. Рис. 12 является основным результатом оценки изменения надежности поврежденного БПЛА при его движении в режиме огибания рельефа местности. На данной зависимости показана интенсивность перехода БПЛА в пораженное состояние или, другими словами, вероятность разрушения поврежденной консоли крыла в результате превышения располагаемой перегрузки по условиям прочности крыла над требуемой  $n_y(t)$ . В частности, четыре зависимости, указанные на графике, определяют возможность БПЛА выполнения четырех маневров с различными уровнями требуемой перегрузки (от 2 до 8 единиц соответственно). Параметры повреждений при этом для всех четы-

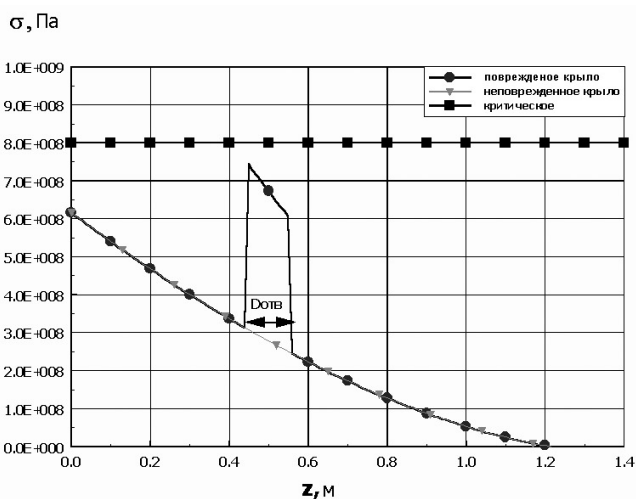


Рис. 10. Напряженные состояния неповрежденного и поврежденного крыла

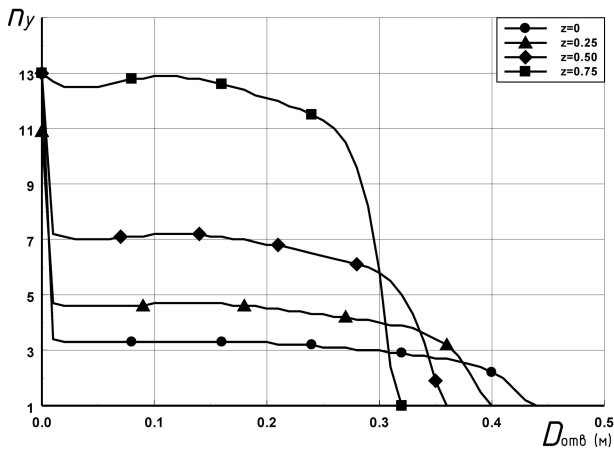


Рис. 11. Зависимость допустимых вертикальных перегрузок от характера полученных БПЛА повреждений

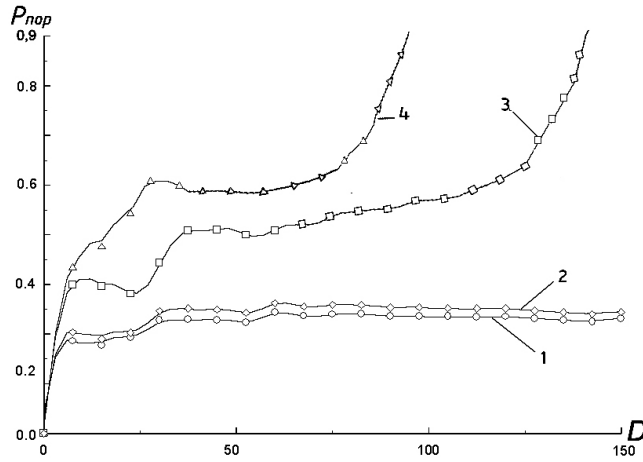


Рис. 12. Вероятность разрушения планера БПЛА

трех случаев являются одинаковыми. Характерной зоной для кривых 3 и 4 является участок резкого увеличения вероятности отказа на дальности 140 и 80 км соответственно. Данное увеличение свидетельствует о процессе полной потере несущей способности и фактически разрушения консоли крыла в полете.

**Библиографический список**

1. Афанасьев П.П., Голубев И.С., Туркин И.К. и др. Беспилотные летательные аппараты. — Изд. 2-е. — М.: Изд-во МАИ, 2008.
2. Авдонин А.С., Фигуровский В.И. Расчет на прочность летательных аппаратов: Учебник для вузов. — М.: Машиностроение, 1985.
3. Павлов В.А., Поньрко С.А., Хованский Ю.М. Стабилизация летательных аппаратов и автопилоты. — М.: Высшая школа, 1964.

Московский авиационный институт  
Статья поступила в редакцию 20.04.2009