

УДК 629.7.028.6

В.С. ЛЕВШАНОВ, В.В. КИРЮШИНА, М.Ю. РУСИН***Обнинское научно-производственное предприятие «Технология», Россия*****ОЦЕНКА ПРОЕКТНОЙ НАДЕЖНОСТИ АНТЕННЫХ ОБТЕКАТЕЛЕЙ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Построена математическая модель и выбраны алгоритмы расчета вероятности безотказной работы радиопрозрачных обтекателей летательных аппаратов на этапе их эскизного проектирования. Для оценки вероятности безотказной работы по радиотехническим характеристикам предложены два метода: основанные на использовании приближения Судакова и на теории выбросов случайных процессов. Для оценки прочностной надежности применяется метод статистических испытаний. Предложена методика точечной и интервальной оценки проектной надежности обтекателей.

антенные обтекатели, надежность, вероятность безотказной работы, радиотехнические характеристики, случайный процесс, прочность

Антенные обтекатели летательных аппаратов (ЛА) являются одним из наиболее ответственных элементов конструкции, в значительной степени определяющих аэродинамические характеристики и точность наведения на цель [1]. К ним предъявляются высокие требования по массе, достаточной прочности и высокой надежности.

В связи с широким применением инфракрасных и радиолокационных систем управления обтекатели ЛА должны обладать комплексом специальных радиотехнических характеристик (РТХ), при которых радиоволны заданного спектра частот не должны претерпевать искажений и ослаблений мощности электромагнитного потока [2, 3].

Это вызывает необходимость прецизионного обеспечения РТХ обтекателей, предопределяющих надежную эксплуатацию ЛА.

Надежность радиопрозрачных обтекателей летательных аппаратов (РПО ЛА) в основном характеризуется таким количественным показателем, как вероятность безотказной работы (ВБР), или функция надежности [4].

Отказами обтекателей являются их разрушения в широком понимании этого термина: нарушение целостности (потеря прочности), общая или местная потеря устойчивости, появление недопустимых де-

формаций, усталостное разрушение и т.п. Иными словами, это достижение предельного состояния, т.е. исчерпание несущей способности соответственно по прочности, устойчивости и т.д.

Наряду с разрушением к отказам РПО относятся отклонения РТХ от их допустимых состояний. Обтекатель в идеальном случае должен обеспечить полную защиту антенны от влияния внешних воздействий, не искажая при этом излучаемое и/или принимаемое электромагнитное поле, т.е. должен быть абсолютно радиопрозрачен. Однако выполнению этой задачи препятствует то обстоятельство, что любой предмет, расположенный перед антенной, будет изменять распределение электромагнитного поля в свободном пространстве, вследствие чего изменятся параметры защищаемых антенн.

Для каждой РТХ установлены поля допуска. При выходе РТХ из этих полей нарушается радиопрозрачность обтекателя, что неизбежно влечет за собой ослабление мощности полезного сигнала и появление ошибок в определении направления на цель.

Отказы конструкции могут быть вызваны разнообразными причинами. В каждом конкретном случае расчета надежности, исходя из анализа условий нагружения, конструктивных особенностей и спе-

цификации работы рассматриваемого РПО, необходимо определить, какие предельные состояния возможны, и ввести по их числу параметры состояния, величина каждого из которых характеризует близость к соответствующему предельному состоянию.

В качестве параметров состояния РПО, обеспечивающих его надежность, были выбраны радиотехнические характеристики и напряжения, возникающие в конструкции при действующих нагрузках в условиях сверхскоростного полета ЛА.

Согласно условию безотказности ВБР РПО (P) определяется совместной вероятностью двух событий: ненарушением радиопрозрачности, или невыходом РТХ за установленные допуски (P_{II}), и неразрушением конструкции (P_M)

$$P = P_{II} \times P_M.$$

Оценка первой составляющей надежности (параметрическая надежность P_{II}) проводилась двумя методами, первый из которых основан на использовании приближения Судакова [5], второй – на теории выбросов случайных процессов.

При решении задачи первым методом была поставлена многомерная модель отказа: так как РТХ зависит от угла отворота антенны относительно продольной оси обтекателя, ВБР определяется вероятностью невыхода РТХ за установленные допуски в нескольких углах отворота антенны:

$$\text{вер}\{C_i - x_i = u_i > 0\}, \quad i = \overline{1, N},$$

где C_i и x_i – допуск и значение РТХ в i -м значении угла.

Если $A_i = \{u_i > 0\}$ – событие, состоящее в невыходе РТХ за границу допуска в i -м значении угла отворота антенны ($i = \overline{1, N}$, где N – количество контрольных углов), то параметрическая надежность будет определяться вероятностью совместного возникновения N событий $A_i \subset R$:

$$P_{II} = P\left(\bigcap_{i=1}^N A_i\right).$$

Вероятность $P\left(\bigcap_{i=1}^N A_i\right)$ находится с помощью

приближения Судакова с ошибкой порядка 2...10% от величины $1 - P$.

Определим некоторую функцию $y = y(r_{A_i A_j}, i = \overline{1, N}; j = \overline{1, N})$ коэффициентов корреляции $r_{A_i A_j}$ между событиями A_i и A_j

$$r_{A_i A_j} = \frac{P(A_i \cap A_j) - P(A_i)P(A_j)}{\sqrt{P(A_i)P(A_j)[1 - P(A_i)][1 - P(A_j)]}},$$

такую, что при всех $r_{A_i A_j} = 0$ она обращается в нуль, а при всех $r_{A_i A_j} = 1$ – в единицу.

Вероятность $P\left(\bigcap_{i=1}^N A_i\right)$ является функцией от вектора $(A_1, A_2, \dots, A_N)$ и матрицы $\|r_{A_i A_j}\|$. Предполагая, что вследствие этого $P\left(\bigcap_{i=1}^N A_i\right)$ может быть вы-

ражена как функция от $y = y(\|r_{A_i A_j}\|)$, имеем

$$P\left(\bigcap_{i=1}^N A_i\right) = \prod_{i=1}^N P(A_i) + \int_0^y \frac{\partial P\left(\bigcap_{i=1}^N A_i\right)}{\partial y} dy,$$

$$\text{если } \exists \frac{\partial P\left(\bigcap_{i=1}^N A_i\right)}{\partial y}.$$

Из этого соотношения следует, что

$$\int_0^1 \frac{\partial P\left(\bigcap_{i=1}^N A_i\right)}{\partial y} dy = P_m - \prod_{i=1}^N P(A_i) = B_0$$

и

$$\int_0^y \frac{\partial P\left(\bigcap_{i=1}^N A_i\right)}{\partial y} dy = B_0 - \int_y^1 \frac{\partial P\left(\bigcap_{i=1}^N A_i\right)}{\partial y} dy = B_0 K_N,$$

где $P_m = \min_{1 \leq i \leq N} P(A_i)$ – минимальное из всех значе-

ний $P(A_i)$ при $i \in \overline{1, N}$, $B_0 = P_m - \prod_{i=1}^N P(A_i)$ и

$$K_N = 1 - \frac{1}{B_0} \int_y^1 \frac{\partial P(\bigcap_{i=1}^N A_i)}{\partial y} dy.$$

В случае нормального распределения $\bar{u}_N = (u_1, u_2, \dots, u_N)$ в качестве приближенного значения для K_N можно использовать выражение

$$K_N = \frac{2}{\pi c} \sum_{i < j} \arcsin r_{ij},$$

где $c = \frac{N(N-1)}{2}$.

Тогда

$$\begin{aligned} \hat{P}_\Pi = \hat{P}(u_i > 0, \forall i = \overline{1, N}) = \prod_{i=1}^N \Phi(h_i) + \\ + \left(\Phi(h_m) - \prod_{i=1}^N \Phi(h_i) \right) \hat{K}_N, \end{aligned}$$

где $\Phi(h)$ – функция Лапласа,

$$h_i = \frac{\bar{C}_i - \bar{x}_i}{\sqrt{\sigma_{C_i}^2 + \sigma_{x_i}^2 - 2\sigma_{C_i}^2 \sigma_{x_i}^2 r_{C_i x_i}}}.$$

Для найденной точечной оценки нижняя граница доверительного интервала определяется по формуле

$$\underline{P}_\Pi = \hat{P}_\Pi \left[1 - \sqrt{\left(1 - \frac{P_m}{\hat{P}_m} \right)^2 + \Delta'} \right],$$

где $\Delta' = (1 - \hat{K}_N) \left(\prod_{j=1}^N \frac{\hat{P}_j}{\hat{P}} \right)^2 \sum_{j=2}^N \left(1 - \frac{P_j}{\hat{P}_j} \right)^2$,

$$\underline{P}_j = \Phi \left(\hat{h}_j - \frac{h_{1-\alpha}}{\sqrt{N}} \sqrt{1 + \frac{\hat{h}_j^2}{2}} \right),$$

$h_{1-\alpha}$ находится по таблицам в зависимости от доверительной вероятности $\gamma = 1 - \alpha$ (при $\alpha = 0,05$, $h_{1-\alpha} = 1,645$).

При решении задачи методом, основанным на теории выбросов случайных процессов (СП) [6], в качестве математической модели был выбран стационарный гауссовский СП.

Пусть $x(t)$ – реализация СП длительностью T . Будем интересоваться только положительными пересечениями высокого уровня допуска C , т.е. когда $C > \sigma_x$, где σ_x – среднеквадратическое отклонение СП.

Для вычисления вероятности P_Π необходимо знать закон распределения числа выбросов $p(n, T)$, т.е. вероятность того, что за время T появится n точек, где $n = 0, 1, 2, \dots$

На высоких уровнях средняя частота появления положительных выбросов $N^+(C, T)$ мала, а среднее расстояние между выбросами велико, так как $1/N^+(C, T) > \tau_k$, где τ_k – время корреляции рассматриваемого СП. Поэтому моменты появления положительных выбросов можно считать приближенно независимыми и распределенными по закону Пуассона

$$p(n^+, T) = \frac{[N^+(C, T)]^{n^+}}{n^+!} \exp\{-N^+(C, T)\},$$

$$n^+ = 0, 1, 2, \dots$$

Необходимое условие применимости закона Пуассона состоит в выполнении равенства дисперсии числа выбросов и их среднего значения $\sigma_{N^+}^2(C, T) = N^+(C, T)$. Тогда оценка вероятности невыброса СП за заданную границу поля допуска определяется как

$$\hat{P}_\Pi = \exp\{-N^+(C, T)\}.$$

Для нахождения средней частоты появления положительных выбросов использовалась теорема о числе нулей непрерывной функции. При оговоренной гладкости (дифференцируемости) СП $x(t)$ и непрерывности кривой допуска $c(t)$ полное число ну-

лей некоторой реализации $\eta(t) = x(t) - c(t)$ на интервале $(t_0, t_0 + T)$ равно

$$n_c(T) = \int_{t_0}^{t_0+T} |\dot{\eta}(t)| \delta(\eta(t)) dt.$$

Для детерминированной функции $c(t)$ и фиксированных других условиях число нулей $n_c(T)$ будет разным для разных реализаций; оно изменяется случайным образом от одной реализации к другой. Среднее число нулей находится как математическое ожидание $n_c(T)$:

$$N_c(T) = Mn_c(T) = \int_{t_0}^{t_0+T} dt \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} |\dot{\eta}(t)| \delta(\eta(t)) w(x(t), \dot{x}(t)) dx d\dot{x}.$$

Интегрирование по x здесь легко выполняется, если воспользоваться известным фактом для непрерывной в точке z_0 функции $f(z)$

$$\int_{z_0-\varepsilon}^{z_0+\varepsilon} f(z) \delta(z - z_0) dz = f(z_0), \quad \varepsilon > 0.$$

В результате получаем окончательную формулу для среднего числа пересечений СП $x(t)$ с функцией $c(t)$ на интервале $(t_0, t_0 + T)$:

$$N_c(T) = \int_{t_0}^{t_0+T} dt \int_{-\infty}^{\infty} |\dot{x}(t) - \dot{c}(t)| w(c(t), \dot{x}(t)) d\dot{x}.$$

Пусть t_i – моменты времени, соответствующие пересечениям СП $x(t)$ с функцией $c(t)$ на рассматриваемом интервале, т. е. $x(t_i) = c(t_i)$, $t_0 < t_i < t_0 + T$. Случайное число пересечений для каждой реализации можно представить в виде суммы:

$$n_c(T) = n_c^+(T) + n_c^-(T),$$

где $n_c^+(T)$ – число пересечений с положительным наклоном $(\dot{x}(t_i) > \dot{c}(t_i))$,

$n_c^-(T)$ – число пересечений с отрицательным наклоном $(\dot{x}(t_i) < \dot{c}(t_i))$.

Тогда среднее число пересечений с положительным наклоном

$$N_c^+(T) = Mn_c^+(T) = \int_{t_0}^{t_0+T} dt \int_0^{\infty} \dot{\eta}(t) w(c(t), \dot{c}(t) + \dot{\eta}(t)) d\dot{\eta},$$

где $\dot{\eta}(t)$ – производная функции $\eta(t)$.

Учитывая тот факт, что ограничения на РТХ обтекателя задаются в основном в виде $-C_j < x(t) < C_j$, где $j = 1, 2, \dots, k$ – число участков с различным значением границ допуска, среднее число выбросов будет равно

$$N_{\pm C}(T) = \sum_{j=1}^k \Delta t_j \int_0^{\infty} \dot{x}(t) \times \times [w(C_j, \dot{x}(t)) + w(-C_j, -\dot{x}(t))] d\dot{x},$$

где $\dot{x}(t)$ – производная СП,

$$w(x(t), \dot{x}(t)) = \frac{1}{2\pi\sigma_x\sigma_{\dot{x}}} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{(x - m_x)^2}{\sigma_x^2} + \frac{\dot{x}^2}{\sigma_{\dot{x}}^2}\right)\right]$$

– совместная плотность распределения СП и его производной, m_x – математическое ожидание $x(t)$.

Математическое ожидание $\dot{x}(t)$ $m_{\dot{x}} = 0$, т.к. процесс стационарен. Легко заметить, что совместная плотность есть произведение одномерных плотностей, т.к. стационарный гауссовский СП в совпадающие моменты времени некоррелирован, а следовательно, и независим со своей производной.

На этапе проектирования значения РТХ получают теоретически за счет того, что известны параметры конструкции (геометрия и толщина стенки, материал и его диэлектрические параметры) и защищаемой антенны.

При оценке прочностной составляющей надежности необходимо описать ситуации, когда происходит разрушение обтекателя. Предсказание разрушения не представляет особых проблем, если рассматриваемая конструкция находится в условиях одноосного статического напряженного состояния. Так как РПО при действующих механических и теп-

ловых нагрузках находится в условиях сложного напряженного состояния, предсказать разрушение можно введением гипотез разрушения.

Нами использовался критерий наибольших нормальных напряжений, предполагающий, что разрушение происходит именно в том случае, когда наибольшее возникающее в оболочке напряжение достигает своего предельного состояния. И разрушающее σ_p , и действующее σ_d напряжения носят случайный характер. В случае нормального распределения коэффициента запаса прочности η оценка прочностной ВБР определяется как

$$\hat{P}_M = \hat{P}(\sigma_p > \sigma_d) = \hat{P}\left(\frac{\sigma_p}{\sigma_d} = \eta > 1\right) = \Phi(h),$$

$$\text{где } h = \frac{\mu_1 - \mu_2}{\sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2 - 2r_{12}\sigma_1\sigma_2}},$$

μ_1 и σ_1^2 – среднее значение и дисперсия для σ_p ;

μ_2 и σ_2^2 – среднее значение и дисперсия для σ_d ;

r_{12} – коэффициент корреляции.

Для полученной точечной оценки надежности РПО нижняя граница доверительного интервала находится по формуле

$$\underline{P} = \Phi\left(\hat{h} - h_{1-\alpha} \sqrt{1 + \frac{\hat{h}^2}{2}}\right).$$

Оценки параметров нормального распределения μ_1 и σ_1^2 для разрушающего напряжения σ_p находятся по результатам измерений предела прочности конструкционного материала, из которого изготовлена оболочка.

Оценка действующего напряжения σ_d производится путем проведения расчета напряженно-деформированного состояния обтекателя, однако ее величина при этом детерминирована алгоритмом расчета. Ввести элемент случайности в этот параметр можно с помощью метода статистических ис-

пытаний (метода Монте-Карло). Согласно этому методу проводится многократный прочностной расчет конструкции обтекателя. При этом на каждой реализации расчета величины нагрузок на обтекатель принимают случайные значения, определяемые по формуле

$$q_i = q_i^{\text{ном}} (1 + \xi_k d_{qi}),$$

где q_i – текущее значение i -го параметра на k -й реализации;

$q_i^{\text{ном}}$ – номинальное значение i -го параметра;

d_{qi} – относительный допуск на i -й параметр;

$\xi_k = \sqrt{\frac{12}{n}} \sum_{i=1}^n \left(\gamma_i - \frac{n}{2}\right)^2$ – случайная величина с

распределением $N(0, 1)$;

$\gamma_i \sim U[0, 1]$ – величина, выдаваемая генератором случайных чисел.

Таким образом, проведя k прочностных расчетов обтекателя, можно получить статистический ряд значений действующего значения σ_d или функцию ее распределения в виде оценок μ_2 и σ_2^2 .

Изложенная методика была использована для оценки надежности разрабатываемых РПО. Так, для стеклокерамического обтекателя были получены оценки параметрической надежности: $\hat{P}_{II1} = 0,9899$ по методу неперевышения и $\hat{P}_{II2} = 0,9905$ по теории выбросов СП. Нижняя граница доверительного интервала с уровнем доверия $\gamma = 0,95$: $\hat{P}_{II} = 0,9566$.

Обе оценки, полученные с использованием принципиально различных моделей, оказались достаточно близкими между собой, что позволило убедиться в их достоверности.

Распределение предела прочности стеклокерамики (σ_p) было получено в [4]. Найдя методом статистических испытаний выборочный ряд для действующего напряжения (σ_d) в оболочке, было получено распределение коэффициента запаса прочности

η (рис. 1) с параметрами нормального распределения $\bar{\eta} = 2,626$ и $S_{\eta} = 0,402$.

Отсюда оценка прочностной надежности равна

$$\begin{aligned}\hat{P}_M = P(\eta > 1) &= \frac{1}{\sqrt{2\pi}} S_{\eta} \int_1^{\infty} \exp\left[-\frac{(\eta_i - \bar{\eta})^2}{2S_{\eta}^2}\right] d\eta = \\ &= \Phi\left(\frac{\bar{\eta} - 1}{S_{\eta}}\right) = \Phi(\hat{h}) = \Phi(4,045) = 0,99994.\end{aligned}$$

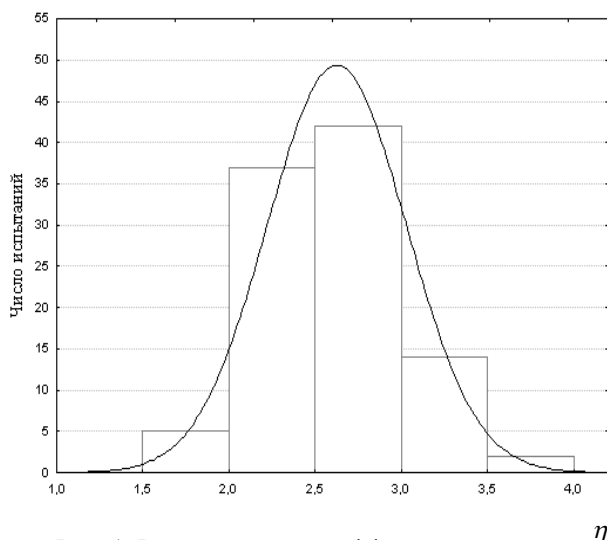


Рис. 1. Распределение коэффициента запаса прочности η для стеклокерамического РПО

Нижняя граница доверительного интервала с уровнем доверия $\gamma = 0,95$, определяющая меру точности (интервальную оценку) полученной оценки, находится по формуле

$$\hat{\underline{P}}_M = \Phi\left(\hat{h} - \frac{h_{\gamma}}{\sqrt{N}} \sqrt{1 + \frac{\hat{h}^2}{2}}\right) = \Phi(3,55) = 0,99961.$$

И, наконец, оценка полной ВБР стеклокерамического РПО будет такой:

$$\hat{P} = \hat{P}_{П1} \times \hat{P}_M = 0,9905 \cdot 0,99994 = 0,99044 \quad \text{при}$$

оценке $\hat{P}_{П1}$ по теории выбросов СП,

$$\hat{P} = \hat{P}_{П2} \times \hat{P}_M = 0,9899 \cdot 0,99994 = 0,9898 \quad \text{при}$$

оценке $\hat{P}_{П2}$ по методу непревышения.

Нижняя граница доверительного интервала оценки: $\hat{\underline{P}} = 0,99961 \cdot 0,9566 = 0,9562$, $\hat{P}_{П}$ по методу непревышения с уровнем доверия $\gamma = 0,95$.

Предложенная математическая модель надежности РПО и алгоритм расчета могут быть использованы с некоторыми модификациями для оценки надежности РПО и на стадии их производства.

Литература

1. Радиопрозрачные обтекатели летательных аппаратов. Проектирование, конструкционные материалы, технология производства, испытания: Учеб. пособие / А.Г. Ромашин, В.Е. Гайдачук, Я.С. Карпов, М.Ю. Русин – Х.: НАКУ ХАИ, 2003. – 239 с.
2. Тонкая техническая керамика: Пер. с яп. / Под ред. Х. Янагида – М.: Мир, 1986. – 246 с.
3. Эванс А.Г., Лэнгдон Т.Г. Конструкционная керамика: Пер. с англ. – М.: Мир, 1980. – 342 с.
4. Карпов Я.С., Левшанов В.С., Русин М.Ю. О возможностях вероятностно-статистической оценки прочности стеклокерамических обтекателей летательных аппаратов для анализа качества технологии их изготовления // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. Сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х.: НАКУ ХАИ. – 2003. – Вып. 33(2). – С. 19 – 29.
5. Волков Е.Б., Судаков Р.С., Сырицын Т.А. Основы теории надежности ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1974. – 400 с.
6. Тихонов В.И. Выбросы случайных процессов. – М.: Наука, 1970. – 392 с.

Поступила в редакцию 13.04.04

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков

УДК 629.7.036: 621.762

А.В. ГАЙДАЧУК

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

СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Проанализировано состояние применения композиционных материалов в газотурбинных двигателях летательных аппаратов. Показаны их преимущества в специфической для двигателей сфере применения, типовые конструктивно-технологические решения, проблемы. Рассмотрены перспективы применения композиционных материалов в двигателестроении Украины.

летательные аппараты, газотурбинные двигатели, композиционные материалы

Состояние проблемы

Композиционные материалы (КМ) начали применяться в газотурбинных двигателях летательных аппаратов (ЛА) более 50 лет тому назад [1] и с тех пор их использование достигло значительных масштабов [2]. Тенденция роста применения КМ будет усиливаться и в XXI веке, поскольку именно эти материалы обеспечивают заданные свойства и качество, стабильность при эксплуатации и эффективность в производстве [2].

Исследования, проводящиеся с 1950 г., показали, что при рациональном использовании высоких физико-механических свойств и анизотропии КМ эти материалы отвечают высоким требованиям, предъявляемым к широкому классу изделий машиностроения и авиационно-космической техники в частности.

Еще в 1961 г. в Англии для военного самолета с короткими взлетом и посадкой были изготовлены из стеклопластика лопатки компрессора низкого давления, сопло дефлектора холодного воздуха, малонагруженные секции корпуса двигателя и направляющие лопатки воздухозаборника [1].

Позднее английская фирма «Роллс-Ройс» после ряда модификаций подъемного двигателя RB изготовила модель RB162, в которой 40 % деталей сделаны из стеклопластика: воздухозаборник, корпус,

направляющие, рабочие лопатки, компрессоры (кроме первой ступени). Это обеспечило очень высокую тяговооруженность, равную 16, при стоимости стеклопластиковых деталей, составляющей лишь 15 % общей стоимости двигателя.

В это же время КМ начинают широко применять для лопаток газотурбинных двигателей (ГТД). Основным преимуществом лопаток из стеклопластиков, испытывающих суммарное воздействие центробежных, газовых и инерционных сил, является менее опасный характер их разрушения. Если металлическая лопатка ломается в корневой части, то стеклопластиковая расслаивается от вершины к корню, и за весь период испытания двигателя RB162 не было ни одного случая отрыва такой лопатки. В результате испытания для этого двигателя был установлен ресурс в 50 ч, что соответствует 3000 ч работы маршевого двигателя и многим годам работы самолета с такими двигателями. В проектируемых модификациях этого двигателя предусмотрена тяговооруженность 24.

В турбовентиляторном двигателе RB211 углепластик «Хайфил» использован для изготовления вентилятора диаметром 2400 мм, из КМ полностью выполнен компрессор низкого давления, около половины роторных и статорных лопаток компрессора высокого давления, корпуса переднего несущего узла и обводного канала.

В авиадвигателестроении период освоения, включающий в себя конструкторские работы, изготовление оснастки и прототипного изделия, составляет для стальных реактивных двигателей 24 месяца, а для стеклопластиковых – 5 месяцев.

Анализ проблемы

Расходы на разработку двигателя из КМ составляют 24 % от расходов для двигателя из металлов. В серийном производстве корпус из КМ стоит вдвое дешевле стального, а технологическая оснастка для его изготовления – в четыре раза дешевле оснастки для стального [1].

Для самолетов вертикального взлета и посадки особенное значение приобретает вопрос о снижении массы двигательной установки, так как тяговооруженность ГТД является решающей.

Почти все детали ГТД работают в движущемся нестационарном газовом потоке, температура которого в компрессоре достигает 200 – 300 °С. Во время работы двигателя все его детали, а особенно рабочие лопатки и диски их крепления, должны выдерживать высокие нагрузки. Кроме того, газовый поток содержит твердые частицы, которые вызывают износ деталей.

Таким образом, к материалам ГТД предъявляются следующие требования: высокая удельная прочность и жесткость, сохраняющиеся при высоких температурах; высокая усталостная прочность и стойкость к эрозии, коррозии и термическим ударам; низкий коэффициент термического расширения; высокая чистота поверхности; технологичность изготовления деталей сложной формы.

Замена стальных лопаток осевого компрессора ТРД съемными лопатками из стеклопластика с замком типа ласточкина хвоста уже в 60-е годы дала экономию в массе 26 %.

Развитие авиационных ГТД в бывшем СССР определялось улучшением экономичности, надежно-

сти, удельного веса и ряда других параметров. Однако уже к концу 70-х годов, когда создаваемые двигатели имели довольно высокие показатели, улучшение каждого из указанных параметров требовало расчетных и экспериментальных работ, но главным образом новых схем, конструкторских решений и новых материалов [3].

Сравнение удельного веса отечественных и зарубежных ГТД по годам свидетельствовало, что за последние 10 – 15 лет удельный вес вновь разрабатываемых двигателей практически не снизился. Дальнейшее снижение массы могло быть достигнуто за счет применения новых высокопрочных и легких материалов, к которым следует отнести КМ.

В статье [3] были рассмотрены некоторые перспективы и проблемы применения КМ в авиационных ГТД и пути их решения на примере наиболее полно изученного класса материалов на полимерной матрице.

Применение КМ в ГТД наряду со снижением массы позволяет, как показали опытные проработки, существенно уменьшить трудоемкость, энергоемкость и в целом снизить стоимость их изготовления в 3 – 6 раз.

Возможности применения КМ на примере двухконтурного двигателя были рассмотрены, по-видимому, в одной из первых отечественных работ [4]. Исходя из условий работы элементов конструкции по нагрузкам и температуре и с учетом физико-механических свойств КМ в [4] показана целесообразность изготовления из них деталей, работающих до температуры 250 °С: рабочих лопаток, направляющих аппаратов статора компрессора, оболочек воздушного тракта наружного контура, различных крышек, кожухов, фланцев, патрубков, экранов электропроводки.

Применение кремнийорганических и полиамидных матриц, разработка карбонизированного углепластика и других высокотемпературных материалов позволила распространить применение КМ на

область более горячих узлов двигателя. Первым шагом в этом направлении явилось использование горячих узлов двигателя, а также КМ для лопаток решетки реверса.

Кратковременные режимы работы, малая продолжительность контакта лопаток с горячими газами способствовали успешному применению КМ, что в результате позволило уменьшить массу узла реверса на 30 кг [4].

В конце 70-х годов с целью повышения безопасности авиационных перевозок к корпусам двигателей стали предъявлять требования непробиваемости при обрыве рабочих лопаток компрессора и турбины. Поэтому на новых двигателях иностранных и отечественных фирм над рабочими лопатками предусматривалось специальное усиление статора. По проведенным оценкам [3, 4] применение обмотки КМ в качестве защиты корпусов от пробиваемости дало уменьшение массы на ступень вентилятора одного из двигателей на 26,5 кг.

Однако реализация преимуществ КМ перед традиционными материалами в значительной степени затруднена рядом специфических свойств и недостатков. К ним следует отнести анизотропию механических свойств; ограниченную термopрочность, теплостойкость и резкую зависимость свойств от температуры; низкую межслойную жесткость и прочность; низкую ударную прочность; малую контактную прочность; низкую эрозионную стойкость; малую теплопроводность [4].

Очевидно, только комплекс работ в области конструирования, материаловедения и технологии, направленный на преодоление указанных недостатков, позволит решить проблему в целом и создать работоспособные конструкции из КМ.

Температурный диапазон элементов конструкции из КМ может быть расширен как увеличением теплостойкости самого материала, так и защитой конструкции от перегрева. В первом случае результат достигается за счет повышения термopрочности

матрицы. Переход от эпоксидных матриц к кремнийорганическим и полиамидным расширяет температурный диапазон с 200...250 до 300 °С, а использование металлических матриц дает возможность получить работоспособные конструкции при температурах 400...700 °С [5, 6].

Примером защиты конструкции от перегрева может служить экранирование оболочек из полимерных КМ металлической фольгой в зоне местного воздействия повышенных температур. На рис. 1 приведены кривые, показывающие снижение уровня локальных температур, достигнутых экранированием [3].

Повышению межслойных сдвиговых характеристик способствуют прошивка слоев, использование наполнителей с объемным переплетением, упрочнение вискеризацией, улучшение адгезии между отдельными слоями за счет введения клеевого подслоя [7].

Увеличение сдвиговой прочности в лопатках компрессора, что особенно важно для предотвращения расслоений на кромках, достигается также замыканием части или всех слоев, образующих перо лопатки (рис. 2,а) взамен получения пакета из отдельных слоев (рис. 2,б). Частоты различных форм навитых лопаток на 15...20 % выше, чем обычных, т.е. перо является более жестким, предел выносливости навитых лопаток на базе 10^7 циклов повышается на 18 % [3].

Введение частотной отстройки деталей, подверженных вибрационным нагрузкам, и применение материалов с повышенными демпфирующими свойствами снижают уровень переменных напряжений, благодаря чему снижается отрицательное влияние низкой межслойной прочности. Анизотропия упругих свойств КМ позволяет производить частотную отстройку лопаток и других тонкостенных конструкций без изменения геометрии. Управление спектром частот достигается изменением угловой ориентации арматуры, выбором соотношения продольных

и поперечных слоев и их взаимной ориентацией в поперечных сечениях, применением многокомпонентных материалов, например, стеклоуглепластиков, алюмоуглепластиков и др. Представляется воз-

можным, проектировать тонкостенные элементы конструкции со спектром частот, удовлетворяющим наложенным на него ограничениям [4].

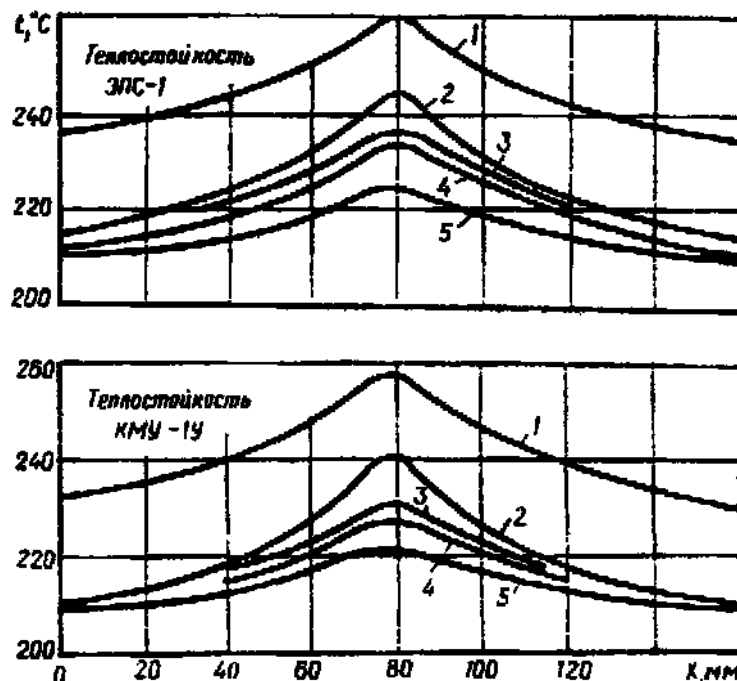


Рис. 1. Снижение локальных температур оболочек металлическими экранами для оболочек из стеклопластика ЭПС-1 (вверху) и из углепластика КМУ 1У (внизу): 1 – без экрана; 2, 4 – стальные экраны толщиной 0,1 и 0,5 мм; 3, 5 – алюминиевые экраны толщиной 0,1 и 0,5 мм

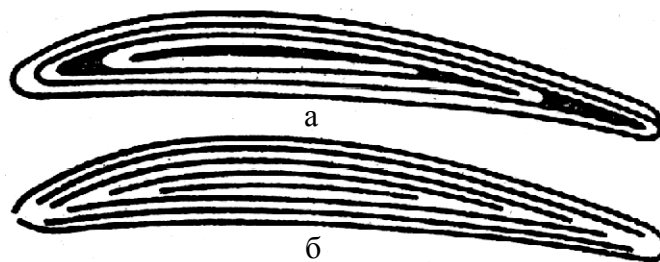


Рис. 2. Варианты пакетирования слоистых лопаток: а – наливка из цельнокроеной заготовки; б – набор из отдельных слоев

Сопоставление вибропрочности лопаток компрессоров, изготовленных из традиционных (сталь ЭИ961, титановый сплав ВТ9, алюминиевый сплав Д16) и КМ (стеклопластики 27-63В «С» и ЭДЦ-В, стеклоуглепластик на основе связующего ЭТФ и наполнителей в виде углеродной ленты ЛУ-2 и стеклоткани КЖТ-ВМ), показывает, что при работе в условиях умеренных температур 100...150 °С

композиционные лопатки не уступают по прочности металлическим, даже титановым [3].

Низкая ударная прочность существующих КМ существенно ограничивает их применение в условиях ударных нагрузок. Первые ступени компрессора и вентилятора в эксплуатации могут подвергаться ударным воздействиям посторонних предметов, а тонкостенные корпуса, как отмечалось, должны

воспринимать ударные нагрузки в случае обрыва вращающихся лопаток. Для указанных деталей ударная прочность является одной из определяющих характеристик. Для повышения ударной вязкости лопаток сейчас применяют многокомпонентные системы, например, стеклоуглепластики и металлоуглепластики. Однако для обеспечения непробиваемости корпусов существующие материалы пока не обеспечивают эффективной защиты.

В целях повышения ударной прочности и адгезии КМ, по-видимому, целесообразно введение в пластик вязких слоев. Перспективно в данном случае также применение многослойных конструкций, в которых слои металла и высокопрочного пластика чередуются с вязким пластиком.

Повышение контактной прочности деталей из КМ может быть достигнуто конструктивными мерами. Например, контактная прочность замкового соединения лопаток обеспечивается введением специальных металлических накладок, которые контактируют на большой поверхности с КМ [3].

Одна из причин, затрудняющих применение КМ для деталей ГТД, подверженных воздействию запыленного воздуха, – их низкая эрозионная стойкость. Эффективным средством уменьшения эрозии оказались мягкие эластомерные покрытия. Сравнительные испытания различных покрытий показали [8, 9], что наименьшим объемным уносом материала в запыленном потоке обладают покрытия из композиционного материала ВПФК (фторкаучук плюс сулпертонкие нитевидные кристаллы двуокиси цинка), пленки из фторкаучукового клея ВК-3 и капроновой сетки.

При анализе надежности конструкций, подверженных вибрациям, а также при разработке способов резонансных испытаний конструкций и материалов важно знать особенности поведения материала при вибрационном нагружении. Эксперименты показали большую опасность разогрева материала на частотах в диапазоне возбуждения тонкостен-

ных конструкций ГТД [3]. Виброразогрев материала обусловлен повышенной демпфирующей способностью и низкой теплопроводностью.

В результате проведенных конструкторско-технологических разработок и исследований был получен ряд работоспособных деталей и узлов из КМ способами прямого прессования, намотки и пропитки под вакуумом и давлением [3].

Из стеклопластика ЭПС-1 изготовлена одна из оболочек наружного контура ТРДД. По сравнению с алюминиевым аналогом снижены масса на 30 % и трудоемкость в 3,5 раза. Оболочка прошла весь цикл испытаний на двигателе. Эксплуатационная наработка составляла свыше 1000 ч. Из той же марки стеклопластика был получен комплект капотов опоры турбины (снижение массы по сравнению с титаном 50 %, трудоемкости – примерно в 6 раз). Испытания на двигателе по эквивалентной программе за 4000 ч не выявили в капотах никаких дефектов [3].

Из стеклоуглепластика был изготовлен ряд кольцевых оболочек сложной формы для статора вентилятора, которые обеспечивают снижение массы от 25 до 50 %.

Дальнейшему успеху применения КМ в ГТД способствовало решение следующих проблем:

- разработка новых высокопрочных и теплоустойчивых материалов [6];
- оптимизация процессов формования [7];
- разработка рациональных конструкций деталей ГТД с учетом специфики свойств КМ [10 – 17];
- оптимальное армирование конструкций, заключающееся в согласовании структуры и свойств КМ с полем действующих нагрузок и характером их длительности и динамичности [10 – 17];
- разработка методов контроля готовой продукции, в том числе неразрушающих методов [7];
- разработка методов испытания образцов, моделей и натурных конструкций в условиях, максимально приближенных к реальным, и, что особенно важно, в условиях повышенных температур

[10 – 14];

- изучение критических состояний конструкции и установление критериев этих состояний [18];
- создание методов расчета инженерных конструкций на прочность, устойчивость и колебания, наиболее полно учитывавшее особенности КМ [18].

Многолетний опыт создания и эксплуатации авиадвигателей ЗМКБ «Прогресс» и ОАО «Мотор Сич» Д-36-18Т, ДВ-2 и других показал эффективность применения ПКМ, за счет которых снижены масса, металлоёмкость конструкций, трудоёмкость их изготовления, обеспечены надёжность и долговечность [10 – 14]. В ходе работ исследованы свойства материалов типа «металл + композит», что позволило применить с высоким эффектом углепластики для отстройки от резонанса тонкостенных крупногабаритных оболочек вентилятора двигателя Д-36 (наружное армирование корпуса вентилятора диаметром 1400 мм). Органопластик в защитном кольце («бронезилет») обеспечил непробиваемость корпуса вентилятора (диаметр 2500 мм) при попа-

дании посторонних предметов в тракт Д-18Т. Органопластик при внешнем армировании корпуса вентилятора двигателя ДВ-2 обеспечил непробиваемость и повысил жесткость [10].

Гибридные полимерные композиты (сочетание угле-, стекло- и органопластика) применены в лопатке статора вентилятора Д-18Т (рис. 3). При этом решены проблемы защиты входной кромки от удара, пера от эрозионного износа [10, 13, 14].

На рис. 4 показана схема второго контура двигателя Д-436Т1, в узлах которого применены полимерные композиты. Конструкции второго контура Д-18Т, ДВ-2, АИ-22, АИ-222 аналогичны.

На двигателях применяются две конструкции корпусов с внешним армированием металлических тонкостенных оболочек (Д-36, Д-436, Д-436Т, ДВ-2) полимерными композитами (стекло-, угле- и органопластиками) и со вставным внутренним защитным кольцом («бронезилетом») из органопластика (рис. 5).

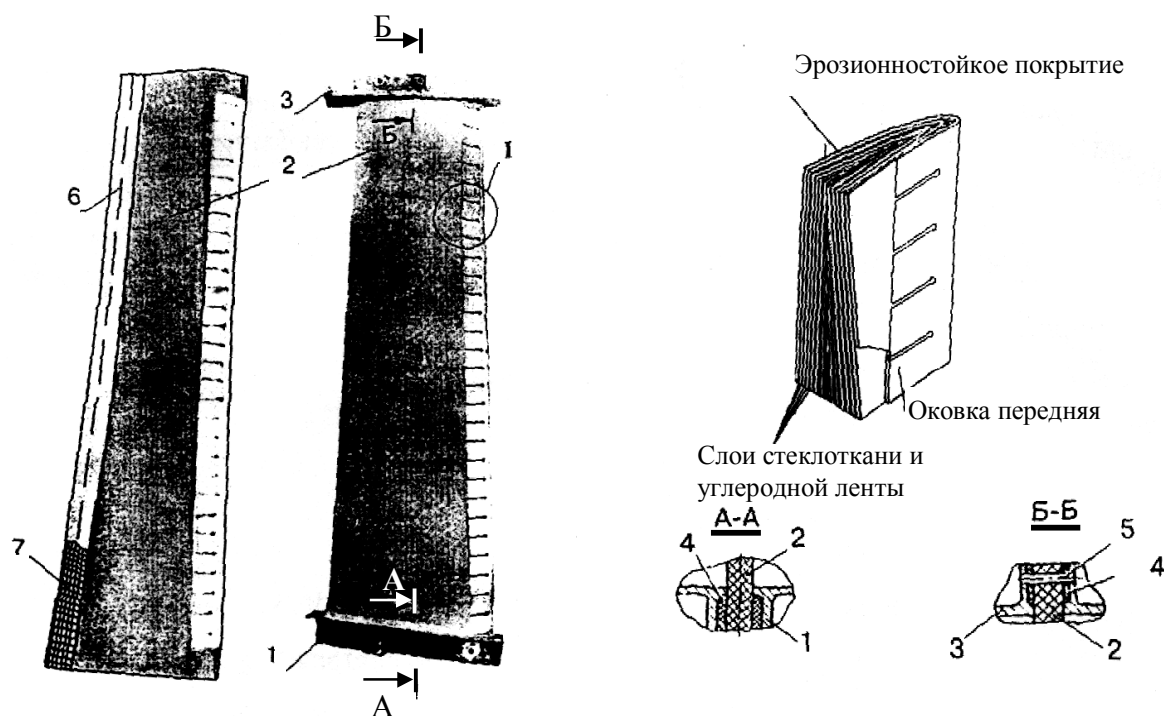


Рис. 3. Лопатка спрямляющего аппарата вентилятора двигателя Д-18Т:
1, 3 – верхняя и нижняя полки; 2 – перо из углестеклопластика; 4 – полимерный наполнитель;
5 – штифт; 6 – прошивка нитью СВМ; 7 – сетка никелевая

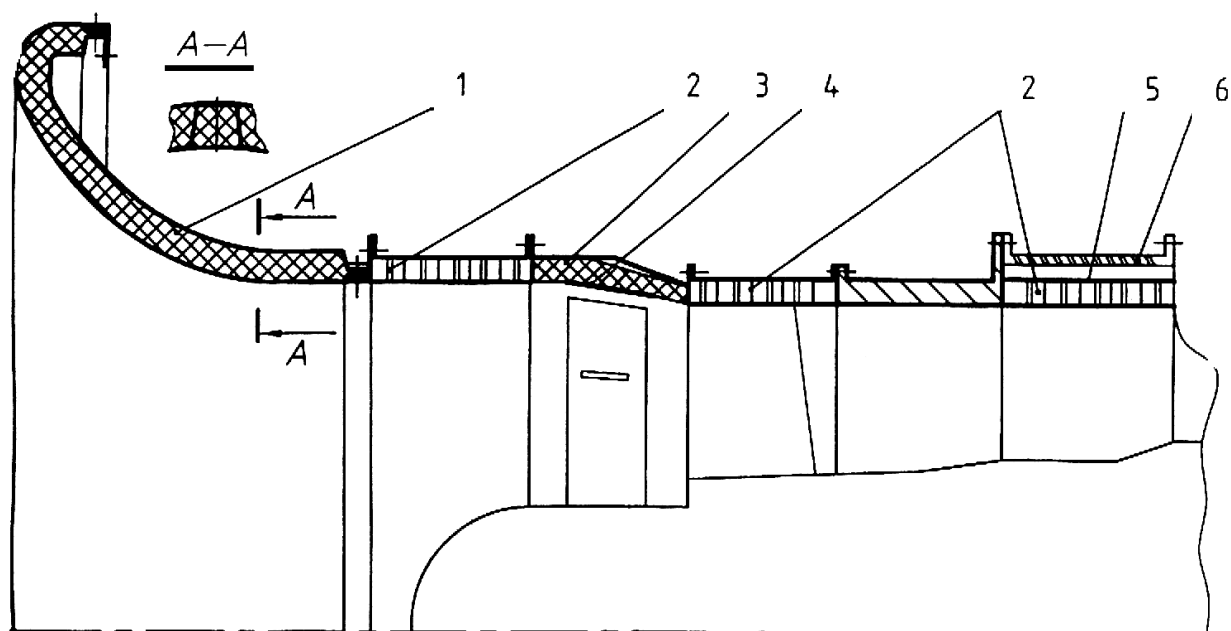


Рис. 4. Полимерные композиты во втором контуре Д-436Т1(ТП):
1 – воздухозаборник; 2 – панели шумоглушения; 3 – защитное кольцо;
4 – прирабатываемое покрытие; 5 – подвижный корпус РУ;
6 – решетка РУ

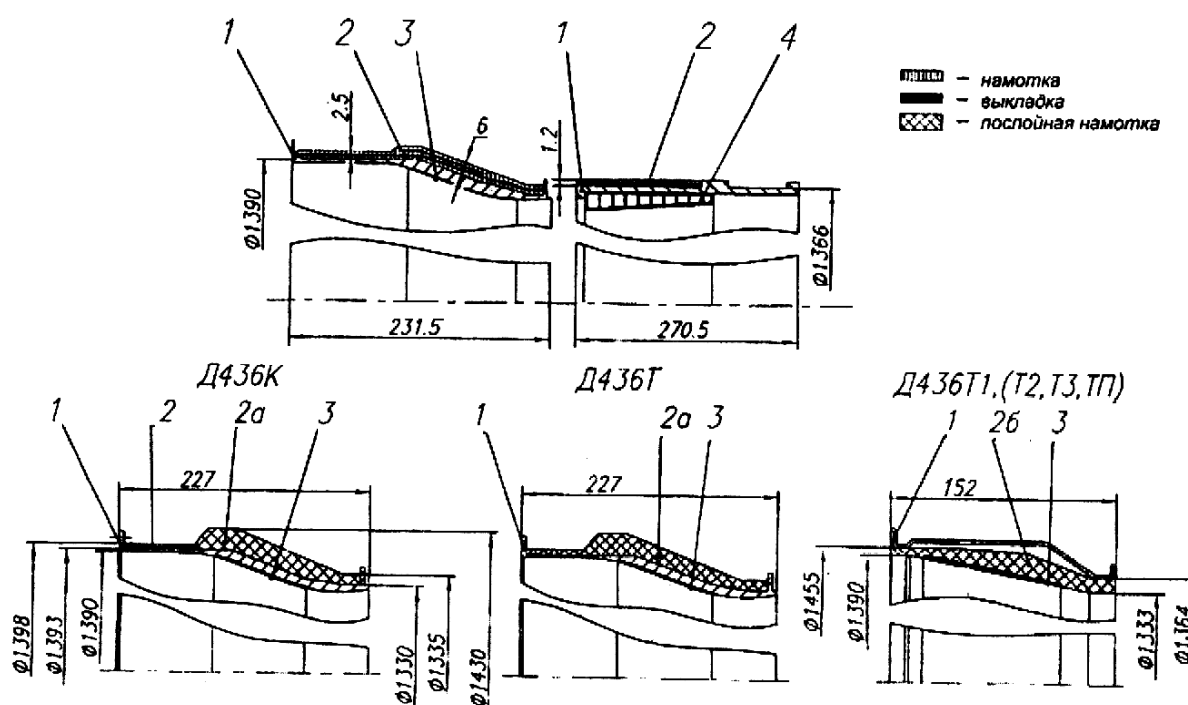


Рис. 5. Применение ПКМ на двухконтурном турбореактивном двигателе Д-36:
1 – металлическая оболочка; 2 – углепластик; 2а – стеклопластик;
2б – органоупластик; 3 – прирабатываемое покрытие;
4 – панель шумоглушения

Внешнее армирование обеспечивает повышенную жесткость оболочки «металл + композит», отстройку оболочки от резонанса, возможность бесприпусковой намотки с высоким коэффициентом использования материала, технологичность, минимальную массу. Однако вследствие значительных различий (примерно на порядок) коэффициентов термического расширения металла и композита на границе раздела «металл + композит» возникают напряжения, которые могут быть причиной расслоения. Для снижения напряжений на границе раздела «металл + композит» на металлическую оболочку наносятся компенсирующие слои.

В конструкции корпуса со вставным кольцом («бронезилетом») реализован результат комплексных исследований, согласно которому для пробивания конструкции «металл – композит» требуется больше энергии в том случае, когда слой ПКМ расположен первым к метаемому телу.

Такая конструкция исключает возможность выброса за пределы двигателя тел, которые могут образовываться при попадании посторонних предметов в тракт двигателя. Это подтверждено испытаниями на пробиваемость корпуса вентилятора Д-18Т в разгонном стенде [10, 13]. Уровень допустимого шума двигателей обеспечивается шумоглушащими панелями трёхслойной клееной конструкции: перфорированный кожух из титанового сплава, полимерный сотовый наполнитель с шестигранной ячейкой и обшивка из стеклопластика соединены плёночным термоусаживаемым клеем. Панели шумоглушения установлены на всех двигателях четвёртого поколения. Площадь панелей шумоглушения на двигателе Д-18Т составляет более 8 м² [13].

Положительный опыт применения ПКМ в корпусных узлах статора, длительные исследовательские работы обеспечили создание надёжной конструкции лопатки спрямляющего аппарата вентилятора двигателя Д-18Т, перо которой выполнено из гибридного композита – углестеклоорганопластика,

которое крепится в полках из титанового сплава. Конструкция и технология изготовления лопатки подробно описаны в [11].

Детали и узлы с применением ПКМ обеспечили длительную надёжную работу двигателей Д-36 и Д-18Т. Продолжаются работы по разработке новых узлов с применением ПКМ. Для двигателя Д-436Т1 изготовлены решётка и подвижный корпус реверсивного устройства. Подвижный корпус многослойной конструкции выполнен в виде оболочки с автономными (съёмными) панелями шумоглушения.

В настоящее время разработана целая гамма полимерных КМ на основе высокомодульных и высокопрочных углеродных волокон и полимерных матриц на основе эпоксидных, полиимидных и других смол. Созданные материалы отличаются друг от друга уровнем упруго-прочностных свойств, верхним пределом эксплуатации и технологичностью. По температурным областям эксплуатации углепластики можно разделить на четыре группы: до 80°С – эпоксидные углепластики; 150...180°С – терmostойкие эпоксидные углепластики; 250...300°С – полиимидные углепластики; до 400°С – углепластики на основе лестничных полимеров.

В зависимости от марки применяемых армирующих волокон углепластики можно разделить на высокопрочные и высокомодульные: высокопрочные – на основе углеродных жгутов УКН и лент ЛЖУ, УОЛ. Предел прочности при растяжении 1600 МПа, при сдвиге 100 МПа, модуль упругости при растяжении 160 ГПа и высокомодульные – на основе лент ЛЖУ ВМ, «Кулон», предел прочности при растяжении составляет 1000...1400 МПа, при сдвиге до 60 МПа, модуль упругости 200...300 ГПа.

Как отмечается в [15], применение конструктивных углепластиков, благодаря высокой удельной прочности и жесткости, обеспечит следующие преимущества по сравнению с металлами: снижение массы вентиляторной ступени ТРДД на 40 %; снижение трудоемкости изготовления широкохордной

лопатки в 3 раза по сравнению с титановой. Полимерные композиционные материалы на основе углеродных наполнителей могут найти применение в деталях и агрегатах газотурбинных двигателей: лопатки вентиляторной ступени ГТД, корпуса вентилятора, кольца спрямляющего аппарата, обтекателя вентиляторной ступени, звукоглушащих панелях и др.

Выводы

Приведенный выше краткий анализ состояния применения КМ в двигателях ЛА показывает, что в настоящее время роль и объем этих материалов значительно, а в перспективе permanently будет возрастать. Из [16] следует, что в решении проблемы создания нового поколения ГТД определяющую роль будут играть жаропрочные КМ и реализующие их технологии, а также естественные КМ, получаемые по технологии направленной кристаллизации эвтектических сплавов, в которых упрочняющим элементом является непрерывный взаимопроникающий каркас из нитевидных кристаллов монокарбидов тугоплавких металлов.

По-прежнему с нарастанием объема будут применяться ПКМ с улучшенными тепловыми и прочностными характеристиками. Расширение применения КМ будет происходить на базе дальнейшего внедрения в практику новых методов и средств неразрушающего контроля качества материалов, получит дальнейшее развитие система управления качеством, включающая сертификацию КМ и их полуфабрикатов [19, 20], информационные компьютерные технологии [21], что в комплексе должно повысить ресурс ГТД в 2 – 3 раза и обеспечить отношение тяга/вес = 20 [16], а в комплексе — создание и эксплуатацию отечественных двигателей ЛА, соответствующих мировому уровню XXI столетия.

Решение этой проблемы неразрывно связано с подготовкой высококвалифицированных кадров для двигателестроения ЛА Украины, которую обеспечи-

вает Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» [22].

Литература

1. Применение конструкционных пластмасс в производстве летательных аппаратов / Под ред. проф. А.Л. Абибова. – М.: Машиностроение, 1971. – 192 с.
2. Теория и практика технологий производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов — XXI век // Тр. междунар. конф. 30 января – 2 февраля 2001. – М.: МГУ, 2001. – 778 с.
3. Кузнецов Н.Д. Перспективы и проблемы применения композиционных материалов в ГТД // Механика конструкций из композиционных материалов: Материалы всесоюз. симпози., посвящ. 70-летию со дня рождения акад. С.П. Королева. — К.: Наук. думка, 1977. – С. 10 – 19.
4. Кузнецов Н.Д., Веселов С.И., Степаненко Н.Д. Применение композиционных материалов в конструкции ГТД // Проблемы прочности. – 1974. – № 2.
5. Каррол-Порчински Ц. Материалы будущего: Термостойкие и жаропрочные волокна и волокнистые материалы: Пер. с англ. / Под ред. Н.В. Михайлова. – М.: Химия, 1966. – 238 с.
6. Новые жаропрочные металлокомпозиты для сопловых блоков реактивных двигателей / А.Д. Коваль, В.Е. Олышанский, А.С. Лавренко, В.С. Виниченко // Технологические системы. – 2001. – Вып. 3. – С. 68 – 70.
7. Технологія виробництва літальних апаратів із композиційних матеріалів: Підручник / Бичков С.А., Гайдачук О.В., Гайдачук В.Є., Гречка В.Д., Кобрін В.М. – К.: ІСДО, 1995. — 376 с.
8. Пильник А.Ф. Исследование прикладной задачи перманентного разрушения деформируемого твердого тела под воздействием частиц в воздушном

потоке: Автореф. дисс... канд. техн. наук: 01.02.04 / Харьк. авиац. ин-т. – Х., 1976. – 22 с.

9. Кравец В.Н. Исследование и разработка технологических способов защиты элементов авиаконструкций из композиционных материалов от эрозийного разрушения в среде эксплуатации: Автореф. дисс... канд. техн. наук: 05.07.04 / Харьк. авиац. ин-т. – Х., 1980. – 23 с.

10. Пейчев Г.И., Николаевский С.В., Вигант Ю.В. Композиты в авиадвигателях семейства Д-36 // Технологические системы. – 2000. – № 2(4). – С. 15 – 21.

11. Пейчев Г.И., Вигант Ю.В., Николаевский С.В. Полимерные композиты в лопатке вентилятора Д-18Т: доводка, эксплуатация, ремонт // Технологические системы. – 2000. – № 2(4). – С. 21 – 27.

12. Пейчев Г.И., Замковой В.Е., Ахромеев Н.В. Новые материалы и прогрессивные технологии в авиадвигателестроении // Технологические системы. – 2000. – № 2(4). – С. 5 – 15.

13. Пейчев Г.И., Николаевский С.В. Полимерные композиционные материалы в авиадвигателях разработки ЗМКБ «Прогресс»: опыт внедрения и эксплуатации // Теория и практика технологий производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов – XXI век // Тр. междунар. конф. 30 января – 2 февраля 2001. – М.: МГУ, 2001. – С. 701 – 719.

14. Пейчев Г.И., Николаевский С.В., Мурашкин Е.И. Лопатка компрессора ГТД из гибридного полимерного композита с заменяемым элементом входной кромки // Технологические системы. – 2003. – № 1(17). – С. 45 – 49.

15. Раскутин А.Е., Гуняев Г.М., Румянцева А.Ф. Термостойкие углепластики для применения в газотурбинных двигателях // Композиционные материалы в промышленности: Материалы XXIII ежегод. междунар. конф. и выст. 2 – 6 июня 2003 г. – Ялта, 2003. – С. 94.

16. Каблов Е.Н. Новые материалы и технологии — определяющий фактор развития авиационной техники // Технологические системы. – 1999. – № 1. – С. 27 – 29.

17. Вишняков Л.Р. Слоисто-волоконистые композиционные материалы с алюминиевой матрицей // Технологические системы. – 2000. – № 1(3). – С. 29 – 32.

18. Гайдачук В.Е., Карпов Я.С. Научная школа ХАИ по проблемам создания эффективных конструкций летательных аппаратов из полимерных композиционных материалов // Технологические системы. – 1999. – № 2. – С. 81 – 83.

19. Богуслаев В.А. Открытое акционерное общество «Мотор Сич» // Технологические системы. – 1999. – № 1. – С. 15 – 16.

20. Богуслаев В.А., Басов Ю.Ф., Курченко Ю.Д. 85 лет надежности // Технологические системы. – 2001. – № 3(9). – С. 9 – 17.

21. Богуслаев В.А., Агарков В.Н. Тенденции развития компьютерных информационных технологий на двигателестроительном предприятии // Информационные технологии в наукоемком машиностроении. Компьютерное обеспечение индустриального бизнеса. – К.: Техніка, 2001. – С. 240 – 264.

22. Кривцов В.С. ХАИ – международный учебно-научный центр информационных и компьютерных технологий аэрокосмической техники // Технологические системы. – 2000. – № 3(5). – С. 48 – 57.

Поступила в редакцию 20.03.04

Рецензент: д-р техн. наук В.И. Сливинский, ОАО «УкрНИИТМ», г. Днепропетровск

УДК 539.375, 539.376

В.А. БАЖЕНОВ, О.І. ГУЛЯР, С.О. ПИСКУНОВ

Київський національний університет будівництва і архітектури, Україна

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ І РУЙНУВАННЯ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЙ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

Наведено опис розробленої методики розв'язання задач континуального й дискретного руйнування просторових тіл методом скінченних елементів. Виконано дослідження впливу урахування зовнішніх силових впливів на тривимірний характер напружено-деформованого стану і ресурс ялинкового з'єднання лопаток авіаційного газотурбінного двигуна. Розв'язано задачу про визначення траєкторії магистральної тріщини у колесі вентилятора.

повзучість, пошкодженість, ресурс, механіка руйнування, траєкторія тріщини, просторові тіла

Вступ

Для забезпечення надійної і безпечної роботи агрегатів авіаційних двигунів при проведенні розрахунків на міцність необхідним є не тільки визначення пружного деформованого стану, а й моделювання нелінійного деформування з урахуванням зміни властивостей матеріалу, а також руйнування. Руйнування матеріалу може відбуватися шляхом поступового накопичення несучільностей у матеріалі (континуальне руйнування) і внаслідок розвитку магистральних тріщин (дискретне руйнування). Найчастіше континуальне руйнування реалізується внаслідок поширення зон пошкоджень в результаті розвитку деформацій повзучості. Дискретне руйнування є переважним у випадку розповсюдження магистральних тріщин при наявності початкових дефектів. Розв'язання задач континуального й дискретного руйнування просторових тіл складної форми, якими є більшість відповідальних елементів конструкцій авіаційних двигунів (лопатки і їх з'єднання, диски турбін і вентиляторів, ін.), можливе лише на основі чисельних методів. Для побудови відповідних математичних моделей об'єктів складної форми найбільш доцільним є використання методу скінченних елементів (МСЕ), а також його

модифікації – напіваналітичного методу скінченних елементів (НМСЕ) [6].

1. Постановка проблеми

Теоретичні основи механіки континуального руйнування закладені в роботах Ю. Работнова, Л. Качанова та ін. [5, 7]. Для опису деформування й супутнього континуального руйнування в умовах повзучості найчастіше використовуються рівняння теорії зміцнення, що містять параметр пошкодженості Качанова – Работнова [6] ω , $0 \leq \omega \leq 1$:

$$\xi_i^c = \frac{\partial \varepsilon_i}{\partial t} = \frac{B_1 \sigma_i^{n-(a+1)}}{(v_c)^a (1 - \omega^{a+1})^m}, \quad (1)$$

де ξ_i^c – інтенсивність швидкості деформацій повзу-

чості; $v_c = \int \sqrt{\frac{2}{3}} d\varepsilon_{ij}^c d\varepsilon^{ijc}$ – параметр зміцнення

при повзучості.

Параметр пошкодженості матеріалу визначається з кінетичного рівняння, загальний вигляд якого [3] є таким:

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} = C \left[\frac{\sigma_e}{1 - \omega^r} \right]^m \frac{1}{(1 - \omega)^q} \omega^\beta, \quad (2)$$

де C, m, r, q, β – константи матеріалу, σ_e – еквівалентне напруження, обчислене за вибраним критерієм міцності.

При розгляді дискретного руйнування стан матеріалу визначається за допомогою параметрів лінійної механіки руйнування коефіцієнтів інтенсивності напружень (КІН). Сингулярні поля напружень і переміщень у місцевій полярній системі координат, пов'язаній з вершиною тріщини, описуються виразами вигляду [8]

$$\begin{aligned} (\sigma_{ij})_k &= f(K_k, r, \sin \theta, \cos \theta), \\ (u_j)_k &= f(K_k, r, \sin \theta, \cos \theta), \end{aligned} \quad (3)$$

де K_k – КІН, індексом $k = I, II, III$ позначено розглядуваний тип деформування і розкриття тріщини; r , θ – радіус-вектор і кут, що описують розташування точки, де обчислюються напруження і переміщення відносно вершини тріщини. Якщо КІН є відомими, поля напружень і переміщень у вершині тріщини цілком визначені.

Для коректного визначення ресурса безвідмовної роботи відповідальних елементів конструкцій необхідним є визначення часу до моменту утворення зони континуального руйнування або досягнення тріщиною критичної довжини.

Метою даної роботи є розробка ефективних методик і алгоритмів розв'язання нелінійних задач механіки континуального руйнування та визначення траєкторії роста тріщини і ілюстрація можливостей їхнього практичного застосування.

2. Методика розв'язання задач континуального руйнування

Моделювання еволюційного процесу нелінійного деформування здійснюється кроковим методом за параметром часу. Для розв'язання системи нелінійних рівнянь, отриманої на кожному кроці за часом t величиною Δt_m , використовується алгоритм, що ґрунтується на сполученні методу неявної схеми інтегрування за параметром з ітераційною процеду-

рою Ньютона – Канторовича. Розв'язання системи нелінійних рівнянь виконується за методом блочних ітерацій:

$$\{u\}_{n+1}^m = \{u\}_n^m + \beta [K] (\{Q\}^m - \{R\}_n^m), \quad (4)$$

де $\{u\}_n^m, \{u\}_{n+1}^m$ – вектори вузлових переміщень на ітераціях n і $n+1$ відповідно; β – параметр релаксації, $1 < \beta < 2$; $[K]$ – матриця жорсткості системи; $\{Q\}^m$ – вектор вузлових навантажень; $\{R\}_n^m$ – вектор вузлових реакцій на ітерації n .

Умова збіжності ітераційного процесу на кроці є такою:

$$\left\| \sum_{l=0}^L \{\Delta u\}_l^n \right\| \geq \lambda \left\| \sum_{l=0}^L \{u\}_l^n \right\|, \quad (5)$$

де λ – параметр точності розв'язання системи нелінійних рівнянь.

На кожному кроці m обчислення напружень здійснюється з урахуванням рівня накопичених деформацій повзучості. Зважаючи на прийняте припущення про нестискуваність матеріалу при повзучості, величини приростів деформацій повзучості на кроці враховуються при обчисленні дійсних компонент девіатора напружень $\overline{s}^{ij}$:

$$\overline{s}^{ij} = s^{ij} - G_1 \Delta \epsilon_{ij}^c, \quad \Delta \epsilon_{ij}^c = \xi_{ij}^c \Delta t, \quad (6)$$

де $G_1 = E / (1 - 2\mu)$; $\xi_{ij}^c = \frac{3}{2} \xi_i^c \frac{s_{ij}}{\sigma_i}$.

Ітераційний процес обчислення напружень (6) припиняється при виконанні умови (5), а отримані на кроці приросту деформацій повзучості додаються до відповідних накопичених значень. В кінці кроку для всіх СЕ здійснюється перевірка умови початку руйнування $\omega > \omega_{кр}$, де $\omega_{кр} \approx 1$ – критичне значення параметра пошкоженості. У випадку виконання зазначеної умови для деяких СЕ фіксується момент початку руйнування конструкції, і обчислювальний процес припиняється.

Методика розв'язання задач континуального руйнування просторових тіл складної форми, розроблена з використанням НМСЕ, була апробована на низці тестових прикладів. Отримані результати засвідчили вірогідність і ефективність розробленого підходу [2].

3. Методика визначення траєкторії розвитку магістральної тріщини

При проведенні моделювання дискретного руйнування найбільш важливою задачею є визначення траєкторії розвитку магістральної тріщини.

Припустимо, що в деякій конструкції існує дефект у вигляді початкової тріщини. Тоді, обчислюючи K_I і K_{II} у вершині наявної в тілі тріщини, можна одержати напрямок дотичної до траєкторії розвитку тріщини, що утворить з початковим напрямком тріщини кут θ_i (рис. 1):

$$\theta_i = f(K_{Ii}, K_{IIi}). \quad (9)$$

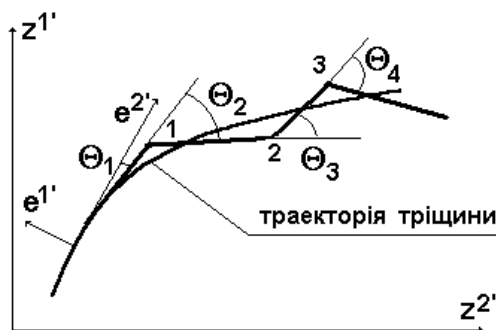


Рис. 1. Визначення траєкторії розвитку тріщини

Вважаючи далі, що тріщина подовжиться вздовж отриманого напрямку на відрізок Δl , одержимо точку 1, що несуттєво відхилилася від дійсної траєкторії, оскільки приріст відбувся не по дійсній траєкторії, а по дотичній до неї. Обчислюючи для нової точки K_I і K_{II} , визначимо новий кут θ_2 (9), що поверне траєкторію так, щоб наблизити її до дійсної. Повторюючи дану операцію n разів, одержимо ламану траєкторію розвитку тріщини, що є характерною рисою всіх покрокових (диференціальних) методів її

розрахунку [9]. Згладжування цієї ламаної для одержання дійсної траєкторії можна робити на кожному кроці просування, але при застосуванні МСЕ це вимагає значних додаткових обчислень, пов'язаних з перебудовою сітки. Більш раціональним є метод, при якому спочатку одержана ламана траєкторія апроксимується кривою, що проведена через центри відрізків ламаної. Оскільки отримана траєкторія має вид ламаної лінії, то після її вирівнювання варто провести K -тарування (обчислення значень КІН уздовж траєкторії тріщини).

Для моделювання тріщин використовуються спеціальні скінченні елементи (СЕ) з тріщиною, які не сприймають нормальних і дотичних напружень в площині тріщини, що досягається шляхом відповідної корекції тензору пружних констант матеріалу [5]. Використання для апроксимації тріщини спеціальних СЕ дозволяє задавати тріщину незалежно від скінченноелементної сітки, а при розв'язанні задачі про тріщину, що розвивається, дає можливість уникнути порушення регулярності структури сіткової області, зміни числа ступенів вільності дискретної моделі і перебудови СЕ сітки на кожному кроці просування тріщини.

Відповідно до критерію локального руйнування, запропонованому Ердоганом і Сі, розвиток тріщини при несиметричному навантаженні відбувається в напрямку, перпендикулярному дії максимальних розтяжних напружень. Для плоскої тріщини формула (4) має вигляд

$$\sigma_\theta = \frac{1}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left[K_I \cos^2 \frac{\theta}{2} - \frac{3}{2} K_{II} \sin \theta \right],$$

$$\tau_{r\theta} = \frac{1}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} [K_I \sin \theta + K_{II} \cos \theta]. \quad (10)$$

Отже, напрямок поширення тріщини можна одержати з умови $\partial \sigma_\theta / \partial \theta = 0$ або $\tau_{r\theta} = 0$. Це приводить до рівняння для визначення θ_i :

$$K_I \sin \theta_i + K_{II} (3 \cos \theta_i - 1) = 0, \quad (11)$$

звідки отримаємо

$$\theta_i = 2 \arctg \left(\frac{1 - \sqrt{1 + 8\lambda^2}}{4\lambda} \right),$$

де
$$\lambda = \frac{K_{II}}{K_I}. \quad (12)$$

Для обчислення K_I і K_{II} можуть бути використані прямі і енергетичні методи. Прямі методи ґрунтуються на обчисленні КІН за результатами визначення напружено-деформованого стану в околі тріщини за формулами, що можуть бути отримані з (4) [1]. Енергетичні методи базуються на критерії руйнування Гріфітса, згідно до якого тріщина зростатиме лише у випадку, коли звільнювана енергія буде достатньою для забезпечення всіх витрат, пов'язаних з цим зростанням. Величина звільнюваної енергії визначається за формулою $G = -\frac{dW}{dF}$, де W – потенційна енергія тіла, F – площа поверхні тріщини. При розв'язанні просторових задач механіки дискретного руйнування величина G може бути подана сумою трьох складників, що відповідають різним типам розкриття у вершині тріщини:

$$G = G_I + G_{II} + G_{III}; \quad G_k = \frac{(1 - \nu^2) K_k^2}{E}. \quad (7)$$

Використання для апроксимації тріщин спеціальних СЕ дозволяє реалізувати методику роздільного обчислення КІН, засновану на припущенні, що розвиток тріщини в загальному випадку відбувається шляхом порушення по її поверхні трьох типів в'язів, що відповідають трьом незалежним типам руйнування. Отже, можна ввести три поверхні тріщини F_I , F_{II} і F_{III} , на яких порушуються в'язі, що перешкоджають кожному з типів руйнування. Тоді збільшення енергії при просуванні тріщини подається виразом

$$dW = \frac{\partial W}{\partial F_I} dF_I + \frac{\partial W}{\partial F_{II}} dF_{II} + \frac{\partial W}{\partial F_{III}} dF_{III}, \quad (8)$$

де перший доданок – збільшення енергії тільки за рахунок порушення зв'язків, що перешкоджають розриву, другий – поперечному і третій – подовж-

ньому зсуву. Величини похідних у (8) характеризують інтенсивність виділення енергії по кожному типу руйнування:

Отже, величини K_I , K_{II} і K_{III} можна обчислити окремо, варіюючи незалежно поверхнями F_I , F_{II} і F_{III} . Цей підхід легко здійснити на основі спеціальних СЕ, задовольняючи по черзі умовам дорівнювання нулю нормальних і дотичних напружень в місцевих системах координат тріщини. Орієнтація тріщини при цьому може бути довільною стосовно ліній сіткової області, що апроксимує поперечний переріз тіла.

Для обґрунтування вірогідності результатів, одержуваних на основі розробленого підходу, розв'язано контрольну задачу про розвиток початкової тріщини.

Розглянемо задачу про визначення траєкторії похилої тріщини в прямокутній пластині (рис. 2).

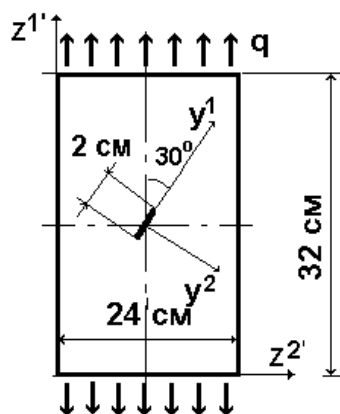


Рис. 2. Пластина з похилою тріщиною

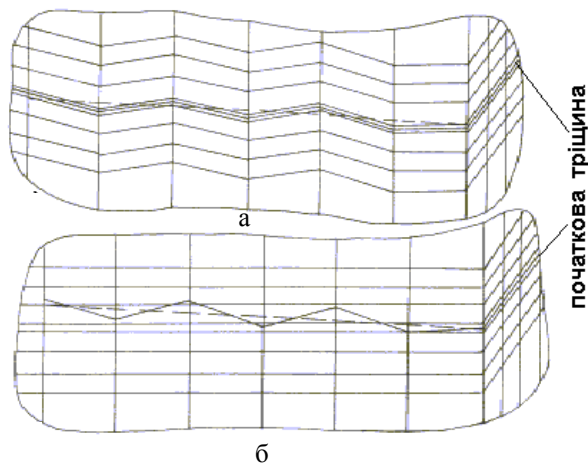


Рис. 3. Траєкторія розвитку тріщини

Спочатку досліджено можливість визначення траєкторії тріщини при сітці СЕ, що збігається (рис. 3, а) і не збігається (рис. 3, б) з траєкторією тріщини. Розміри сіткової області в обох випадках були однакові. На рис. 3, б наведено сітку СЕ, яка у процесі визначення траєкторії від кроку до кроку перебудовувалася, і такий вигляд вона набула на останньому кроці. Проводячи лінію через центри відрізків отриманої ламаної лінії, знаходимо траєкторію розвитку тріщини, яку на рис. 3, б подано пунктирною лінією. Згущення сітки СЕ і зменшення кроку подовження тріщини у два рази не привело до зміни траєкторії тріщини, що свідчить про збіжність результату розрахунку. Так само було розраховано траєкторію тріщини і при незбіжній з нею сітці СЕ. Сіткова область, приведена на рис. 3, б, не змінювалась в процесі розрахунку. Проведені дослідження збіжності довели вірогідність отриманої траєкторії.

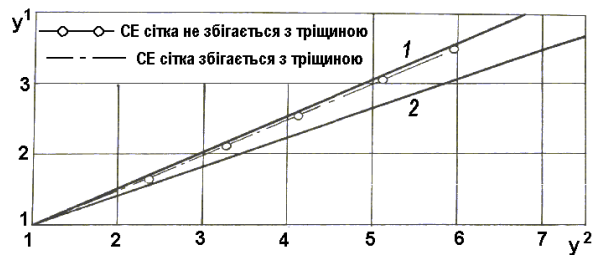


Рис. 4. Порівняння результатів визначення траєкторії тріщини з еталонними даними

На рис. 4 наведено траєкторії розвитку похилої тріщини в розтягнутій пластині, які отримані в роботі [9] (суцільна лінія 1), експериментально – в роботі [4] (суцільна лінія 2), при сітці СЕ, що збігається (штрихпунктирна лінія) і не збігається (кружечками) з траєкторією тріщини. Використана система координат y^i пов'язана з центром початкової тріщини. Отримані результати дають можливість зробити висновок про те, що траєкторії тріщини, отримані при однакових розмірах сіткової області, що збігається і не збігається з траєкторією тріщини, практично однакові і знаходяться в проміжку між експериментальними даними і результатами роботи [9].

4. Практичне застосування

Для ілюстрації можливостей практичного застосування розробленого підходу розв'язання задач континуального руйнування розглянемо задачу про деформування ялинкового з'єднання лопатки газової турбіни авіаційного газотурбінного двигуна (ГТД). Ялинкове з'єднання лопатки першого ступеня являє собою систему масивних призматичних тіл. Зовнішні впливи на з'єднання складаються з відцентрових та згинаючих зусиль, що впливають на лопатку, спільна дія яких спричиняє нерівномірне розподілене по площині S нормальне навантаження $q(z^3)$, та газових зусиль, що спричиняють дотичне навантаження q_r (рис. 5).

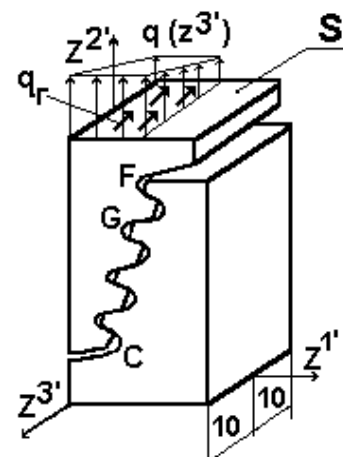


Рис. 5. Ялинкове з'єднання лопатки авіаційного ГТД

На основі проведених досліджень збіжності за кількістю невідомих у поперечному перетині обрано розрахункову скінченноелементну модель з 544 вузлів. При розгляді пружного деформування деталі з'ясовано, що максимальні напруження виникають на верхніх галтелях хвостовика і в пазах обох дисків. При розв'язанні задачі з урахуванням повзучості проведено дослідження впливу урахування зовнішніх зусиль на розрахунковий ресурс деталі. Розглянуто три випадки навантаження: рівномірно розподілене по поверхні хвостовика розтяжне навантаження $q(z^3 = 0) = 160 \text{ МН/м}^2$, що відповідає дії від-

центрових сил пера лопатки без урахування згину; нерівномірне розподілення розтяжного навантаження $q(z^3)$, $q_{\max} \approx 1.1q(z^3 = 0)$; сумісна дія нерівномірно розподіленого розтягуючого $q(z^3)$ і дотичного до поверхні хвостовика навантаження $q_r \approx 0.1q(z^3 = 0)$. Розрахунковий ресурс деталі у випадку $q(z^3 = 0) = 160 \text{ МН/м}^2$ складав 1560 год. Розподілення пошкодженості у поперечному перетині деталі в момент часу, попередній до початку руйнування, свідчить, що руйнування починається на верхніх галтелях хвостовика (у точках F і G). При впливі нерівномірно розподіленого навантаження $q(z^3)$ та сумісній дії навантажень $q(z^3)$ і q_r якісна картина розподілення напружень і пошкодженості у поперечному перетині не змінюється, але отримані величини ресурсу становлять відповідно 1220 і 1130 год. Таким чином, урахування сумісної дії всіх перелічених навантажень зменшує розрахунковий ресурс деталі майже на 30% порівняно із результатами традиційного розрахунку, що враховує лише розтяжне навантаження відцентрових сил лопатки. При цьому напружено-деформований стан з'єднання є суттєво просторовим, про що свідчать отримані розподілення пошкодженості матеріалу в характерних точках поперечного перетину за напрямком z^3 (рис. 6): значення параметра пошкодженості в точках поперечного перетину для перерізу $z^3 = 10 \text{ мм}$, що відповідає $q_{\max}$, перевищують значення ω в перетинах $z^3 = -10 \text{ мм}$, що відповідає $q_{\min}$, в 2 – 2,5 рази, в той час як відхилення прикладеного навантаження від середнього значення становить $\sim 10\%$. Крім того, розподілення пошкодженості за напрямком z^3 , на відміну від прикладеного зовнішнього навантаження є нелінійним.

Як приклад розв'язання задач механіки дискретного руйнування розглянемо визначення траєкторії зростання тріщини у колесі вентилятора. Розрахункова схема фрагмента колеса з одним із варіантів скінченноелементної сітки наведено на рис. 7. Колесо навантажене масовим відцентровим зусиллям і

рівномірно розподіленим по ділянці CD навантаженням, що зумовлене відцентровими зусиллями лопаток.

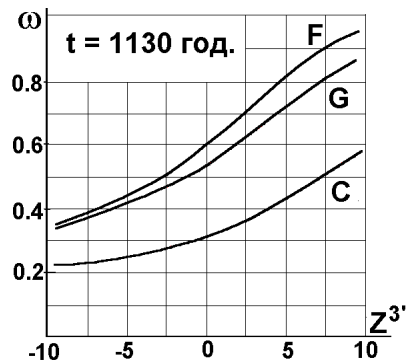


Рис. 6. Розподілення пошкодженості в небезпечних токах ялинкового з'єднання

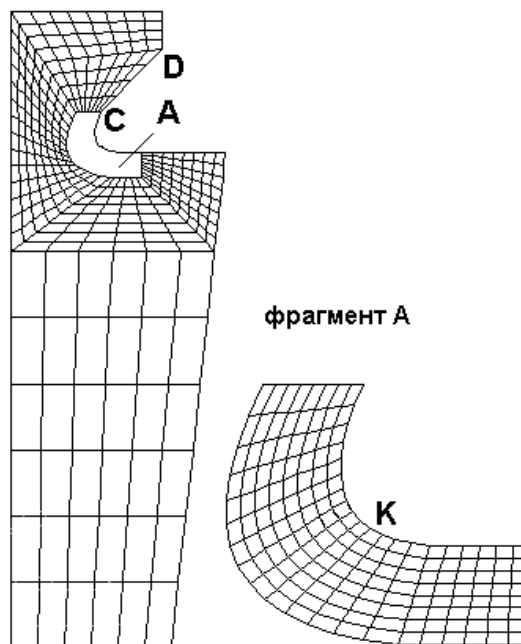


Рис. 7. Дискретна модель колеса вентилятора

На першому етапі було проведено дослідження характеру напружено-деформованого стану об'єкта. Результати розрахунку наведено на рис. 8 у вигляді ізоліній головних напружень у верхній частині колеса. Аналіз результатів дозволив виявити зону максимальних головних напружень в околі перехідної галтелі. У зв'язку з цим розташування початкової тріщини було задано в області точки К за нормаллю до поверхні галтелі.

В подальшому на основі описаного вище алгоритму було визначено траєкторію тріщини, яка наведе-

дена на рис. 9. Даний результат є визначним для подальшого обчислення коефіцієнтів інтенсивності напружень і визначення ресурсу.

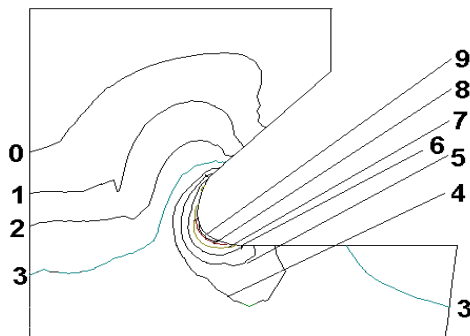


Рис. 8. Ізолії головних напружень в околі галтелі колеса вентилятора:

0 – 17.25 МПа, 1 – 37.5 МПа, 2 – 57.71 МПа,
3 – 77.95 МПа, 4 – 98.18 МПа, 5 – 118.4 МПа,
6 – 138.6 МПа, 7 – 158.9 МПа, 8 – 179.1 МПа,
9 – 199.3 МПа

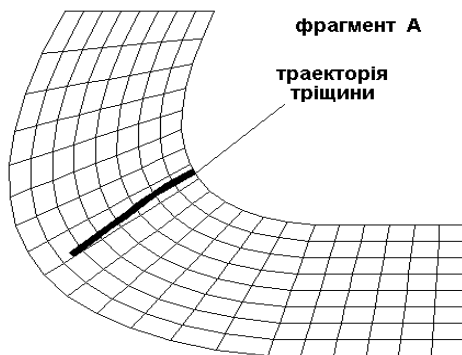


Рис. 9. Траекторія тріщини в колесі вентилятора

Висновки

Розроблена методика розв'язання задач континуального і дискретного руйнування дозволяє визначати розташування зон континуального руйнування і траекторію магістральних тріщин в просторових елементах конструкцій. Наведені результати розв'язання прикладних задач свідчать про високу ефективність розробленої методики стосовно до елементів конструкцій авіаційних двигунів.

Література

1. Баженов В.А., Гуляр О.І., Пискунов С.О. Чисельне моделювання нелінійного деформування, континуального і дискретного руйнування методом скінченних елементів // Технологические системы. –

2002. – № 2. – С. 30 – 33.

2. Анализ сходимости и достоверности решения задачи вязкоупругости полуаналитическим методом конечных элементов / В.А. Баженов, А.И. Гуляр, Е.Е. Майборода, С.О. Пискунов // Проблемы машиностроения. – 1998. – № 3–4. – С. 97 – 101.

3. Голуб В.П., Романов А.В. О кинетике повреждения изотропных материалов в условиях ползучести // Прикладная механика – 1989. – № 12. – С. 107 – 115.

4. Иида С., Кобаяси А. Скорость распространения трещин в пластинах из сплава 7075-T6 при циклическом растяжении и поперечном сдвиге. // Тр. амер. об-ва инж.-мех. – Сер. Д. – 1969. – № 4. – С. 210 – 214.

5. Качанов Л.М. Основы механики разрушения. – М.: Наука, 1974. – 312 с.

6. Полуаналитический метод конечных элементов в механике деформируемых тел / В.А. Баженов, А.И. Гуляр, А.С. Сахаров, А.Г. Топор. – К.: НИИ СМ, 1993. – 376 с.

7. Работнов Ю.Н. Ползучесть элементов конструкций. – М.: Наука, 1966. – 732 с.

8. Райс Дж. Р. Математические методы в механике разрушения // Разрушение. – М.: Мир, 1975. – Т. 2. – С. 205 – 335.

9. Саврук М.П., Осив П.Н. О расчете статической траектории распространения трещин // Проблемы прочности. – 1982. – № 11. – С. 19 – 23.

Надійшла до редакції 12.05.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О.С. Городецкий, Науково-дослідний інститут автоматизованих систем в будівництві, м. Київ

УДК 629.735

Ю.А. ВОРОБЬЕВ, В.В. ВОРОНЬКО*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ УСТРОЙСТВА ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОЦЕССА ДОРНОВАНИЯ ОТВЕРСТИЙ

Проанализированы основные типы устройств, применяемые для дорнования отверстий; показаны преимущества импульсного способа дорнования; описан принцип действия, даны технические характеристики магнитно-импульсных и пневмоимпульсных устройств дорнования отверстий.

дорнование, дорн, болтовое соединение, протяжное устройство, магнитно-импульсное устройство, пневмоимпульсное устройство

Введение

Для современного уровня развития воздушного транспорта характерна тенденция значительного увеличения его заданного ресурса (до 60 тыс. летных часов) и надежности. Подобный рост эффективности самолетов в решающей степени обеспечивается повышением долговечности их планера, которую, в свою очередь, определяет в основном выносливость болтовых и заклепочных соединений. Количество таких соединений в планерах самолетов с увеличением их габаритных размеров резко увеличивается. Так, например, если в планере самолета Ту-204 устанавливают свыше 46960 болтов (в крыле – 38550 шт., фюзеляже – 7590 шт., на пилонах двигателей – более 820 шт.), то на пассажирском лайнере Ил-86 общее количество болтов достигает уже 152800 шт.

1. Формулирование проблемы

Для подобных соединений действенным технологическим приемом повышения циклической долговечности является упрочняющая обработка отверстий под болты различными способами поверхностного пластического деформирования. Среди них дорнование обеспечивает необходимый натяг до 3...3,5 %, существенно повышает выносливость конструкции. Например, усталостная долговечность двухсрезных болтовых соединений после дорнования возрастает в 3 – 8 раз в зависимости от материа-

ла, уровня нагружения, геометрии соединения и наличия герметика [1]. Кроме того, дорнование сравнительно просто может быть реализовано в условиях узловой и агрегатной сборки. При этом выбор способа дорнования и инструмента для его осуществления является очень важной и актуальной задачей.

2. Анализ применяемых в отрасли устройств для дорнования отверстий

На авиационных предприятиях процесс дорнования осуществляют преимущественно протяжными устройствами типа МП-6-100, МП-10-130, МП-12-150 и МП-24-180 или машинами для постановки болтов типа МБЗ-1,5, МБ-2А, МБЗ-7, МБЗ-4А с пневмогидравлическим насосом-мультипликатором модели ПГНМ 1-250. Характерной особенностью подобных машин является возможность использования их лишь в местах массового расположения отверстий при наличии свободных двухсторонних подходов к последним. Кроме того, для выполнения последующей операции необходимо каждый раз отсоединять дорн от силового агрегата, а затем снова подсоединять его. Подобная технология кроме свободных двухсторонних подходов требует участия в операции дорнования двух исполнителей и использования в целях сокращения вспомогательного времени нескольких дорнов. При этом проточка под захват значительно ослабляет сечение дорна, что, в свою очередь, ограничивает величину угла заборного конуса и усилие дорнования. К недостат-

кам этих машин следует отнести также наличие дополнительного пневмогидравлического привода, что существенно затрудняет маневренность исполнитель. Кроме того, дорнование с постоянной скоростью движения инструмента, характерное для протяжных устройств и машин типа МБЗ, имеет также ряд существенных недостатков: появление наплывов на кромках отверстий, искажение образующей отверстия (корсетность). Для устранения этих недостатков требуется проведение после дорнования калибровки отверстий разверткой по Н7 [1], что существенно снижает эффект упрочнения дорнованных отверстий.

Отмеченные выше недостатки (и прежде всего необходимость двухстороннего подхода к упрочняемым отверстиям), характерные для дорнования с применением протяжных устройств и машин для постановки болтов, существенно ограничивают использование в отрасли этого способа упрочнения. В этой связи упрочнению подвергают лишь 8...34 % общего числа выполняемых на планере болтовых соединений [2], в результате чего повышение долговечности отдельных крепежных точек не обеспечивает ожидаемого повышения ресурса планера в целом, сводит эффект упрочнения к минимуму.

3. Импульсное дорнование и устройства для его осуществления

Расширение возможностей упрочнения отверстий дорнованием в условиях стапельной сборки может быть обеспечено лишь устройствами, осуществляющими процесс при свободном одностороннем доступе: ручными устройствами динамического (ударного, импульсного) действия, работающими по незамкнутой схеме силового нагружения.

В ряде работ [1, 2, 4] доказана возможность применения для выполнения операций дорнования устройств, использующих магнитно-импульсный привод, который обеспечивает возвратно-поступательное движение обрабатывающего инструмента с высокой скоростью. При этом появляется возможность

упрочнения отверстий с большими натягами при одностороннем доступе к ним без искажения образующей отверстия, торцевых поверхностей соединяемых деталей, обеспечивая в районе упрочняемого отверстия напряженно-деформированное состояние, близкое к схеме всестороннего сжатия. В Самарском государственном аэрокосмическом университете в 80-е годы прошлого столетия было разработано магнитно-импульсное устройство [3], позволяющее реализовать процесс импульсного дорнования отверстий. Дорнование осуществляют проталкиванием дорна через отверстие (прямой ход) с последующим извлечением его путем выглаживающего протягивания (обратный ход). Соединение дорна как рабочего инструмента с силовым агрегатом магнитно-импульсного устройства позволяет поднять производительность процесса, увеличить прочность дорна, угол заборного конуса до 5° , что положительно сказывается на точности дорнованных отверстий. Дорнование выполняют за 1 – 5 импульсов как при прямом, так и обратном ходе дорна со скоростью его перемещения до 20 м/с. Отличительной особенностью современных магнитно-импульсных устройств для осуществления процесса дорнования является наличие в их конструкции индукционно-динамического привода, включающего генератор импульсных токов, электропроводный диск со штоком, помещенный между двумя соосно расположенными индукторами, заключенными в корпус и подключенными к генератору импульсных токов. При этом предусмотрены система переключения индукторов с режима прямого на режим обратного хода, устройство для защиты от перепутывания режимов переключения, что ведет к усложнению конструкции и повышению ее веса. Во избежание этого впоследствии была предложена схема, в которой в обоих режимах срабатывают оба индуктора, включенные параллельно, а прямой или обратный ход осуществляют путем приближения электропроводного диска к соответствующему индуктору.

Одним из недостатков подобных устройств является возможность соударения электропроводного диска и индуктора при прямом и обратном ходе, что часто приводит к выходу из строя индуктора. Для повышения надежности устройство снабжают упорами и размещенным с возможностью осевого перемещения на штоке балансиром, который подпружинен в обе стороны относительно корпуса устройства. Упоры выполняют регулируемые. Конструкцией современных устройств для дорнования, использующих магнитно-импульсный привод, предусмотрена изоляция токоведущих частей от инструмента, корпуса и обрабатываемой детали. Благодаря этому при нарушении одного из индукторов напряжение с оголенных шин не может быть подано на корпус устройства или на обрабатываемую деталь, что повышает электробезопасность устройства в эксплуатации. В целях максимальной компенсации отдачи при работе, снижения уровня импульсной локальной вибрации в устройствах с магнитно-импульсным приводом предусмотрена установка шарикового замка, демпфирующей пружины, резиновых пластин крепления ручек управления и балансира.

Однако, несмотря на приведенные выше совершенствования на современных магнитно-импульсных устройствах для дорнования, все же не удалось устранить целый ряд существенных недостатков:

- использование массивных (до 500 кг), громоздких и дорогостоящих приводов;
- наличие токов высокого напряжения, что является небезопасным в условиях проведения сборочных работ, требует надежного экранирования ручного инструмента для исключения воздействия на исполнителей магнитного поля;
- сложность управления;
- низкие к.п.д. (до 5 %) и надежность;
- ограниченная и регламентируемая темпом работы цикличность.

Эти недостатки сдерживают широкое применение

в отрасли импульсного метода дорнования, несмотря на общую его эффективность.

4. Решение проблемы

В этой связи заслуженно привлекает внимание использование в качестве энергоносителя сжатого воздуха заводской пневмосети давлением $0,5 \pm 0,1$ МПа. Такой энергоноситель выгодно отличается относительной дешевизной, удобством в эксплуатации, приемлемостью с экологической точки зрения и техники безопасности.

На кафедре технологии производства летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета «ХАИ» в течение многих лет ведутся работы по исследованию технологии импульсной клепки и разработке пневмоимпульсных клепальных молотков [5], что позволило использовать накопленный опыт для создания пневмоимпульсных устройств для дорнования отверстий. Применение подобных устройств предполагает использование общих преимуществ импульсного метода дорнования при одновременном устранении большинства недостатков, характерных как для магнитно-импульсных устройств, так и машин для постановки болтов. Так, в сравнении с последними, пневмоимпульсные устройства для дорнования отверстий расширяют технологические возможности из-за одностороннего подхода к местам упрочнения отверстий, позволяют осуществить процесс дорнования без участия вспомогательного рабочего, более производительны (в 5 раз), существенно снижают трудоемкость операций. Вместе с тем, от магнитно-импульсных устройств их отличают дешевизна, повышенная надежность и безопасность, более высокий к.п.д., более благоприятные санитарно-гигиенические характеристики. В начале 90-х годов прошлого столетия на Ульяновском авиационном промышленном комплексе были осуществлены наладка и опробование опытного образца пневмоимпульсного устройства дорнования отверстий ПИУД-90

(рис. 1), разработанного на кафедре технологии самолетостроения Харьковского авиационного института.

В табл. 1 приведены для сравнения технико-экономические показатели устройств для дорнования в условиях узловой и агрегатной сборки.

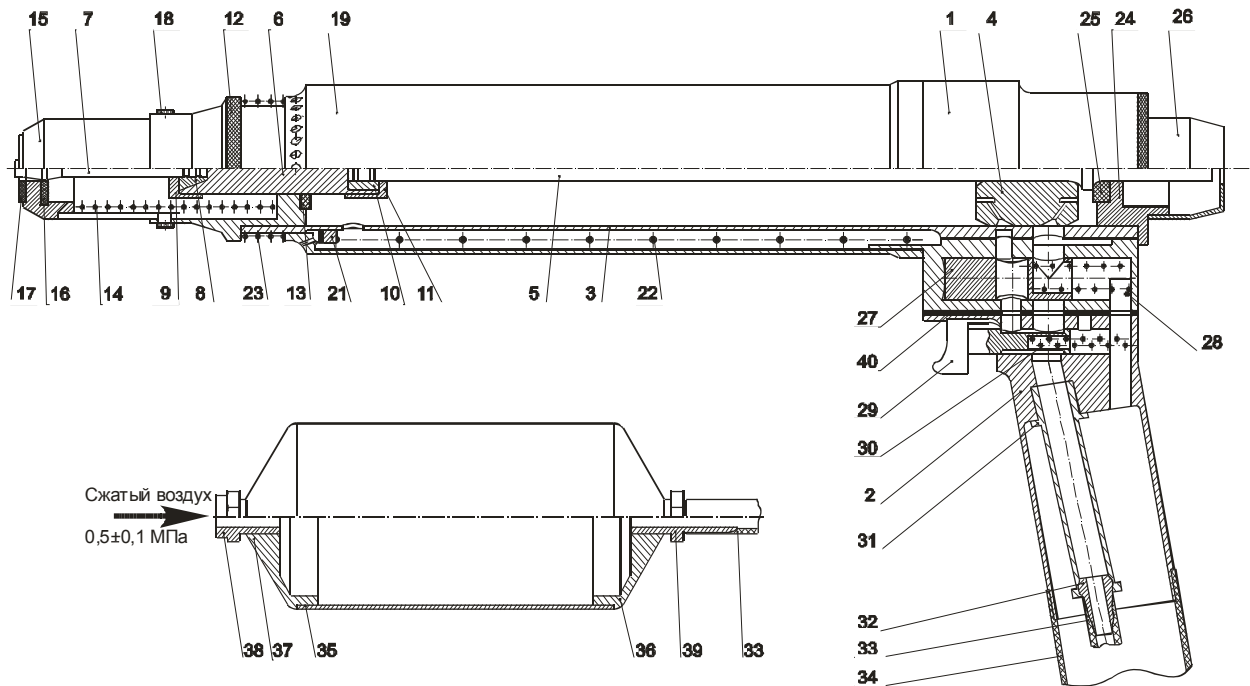


Рис. 1. Принципиальная схема пневмоимпульсного устройства для дорнования отверстий: 1 – корпус; 2 – рукоятка; 3 – ствол; 4 – боек; 5 – шток; 6 – дорнодержатель; 7 – дорн; 8 – цапга коническая; 9 – гайка передняя; 10 – цапга; 11 – гайка задняя; 12 – букса передняя; 13, 16, 17 – демпферы; 14 – пружина; 15 – втулка носовая; 18 – винт; 19 – кожух; 20 – прокладка резиновая; 21 – клапан; 22, 23 – пружины; 24 – букса задняя; 25 – демпфер; 26 – кожух; 27 – золотник распределительный; 28, 30 – пружины; 29 – курок; 31 – трубка; 32 – штуцер шаровой; 33 – шланг подводной; 34 – рукав выхлопной; 35 – корпус ресивера; 36, 37 – фланцы; 38 – штуцер входной; 39 – штуцер выходной

Таблица 1

Технико-экономические показатели устройств для дорнования отверстий

Наименование и единица измерения		Значение технико-экономического показателя		
		МБЗ-4 с ПГНМ 1-250 (УкрНИИАТ)	МИУ-П1 (КуАИ)	ПИУД-90 (ХАИ)
Энергоноситель		сжатый воздух давлением 0,5±0,1 МПа	эл. энергия 220 В, 50 Гц	сжатый воздух давлением 0,5±0,1 МПа
Расход сжатого воздуха, м ³ /цикл		0,076	–	0,002
Мощность (энергия), кВт (Дж)		0,6	5,0	4,5 (90)
Масса, кг	устройства	2,5	3,6...4,2	не более 4,0
	привода (ресивера)	14,6	525,0	(1,0)
Габаритные размеры, мм	устройства	208×60×207	110×265×110	570×260×77
	привода (ресивера)	505×270×280	670×760×950	(90×90×300)
Количество рабочих, обслуживающих устройство, чел.		2	1	1
Производительность, отв./мин.		2	5	10

В ходе отработки конструкции ПИУД-90 решен ряд вопросов, направленных на улучшение условий труда рабочих, повышение удобств в управлении и обслуживании, уменьшение габаритно-массовых характеристик, повышение качества процесса и др. Для этого в устройстве предусмотрено:

- более «мягкое» демпфирование энергии отдачи;
- оперативное управление устройством, позволяющее осуществлять как одноцикловой режим дорнования, так и повторные циклы с возможностью медленного возврата бойка в соответствующее исходное (промежуточное) положение;
- снижение до минимума управляющих усилий нажатия на устройство и на его курковой механизм;
- отвод выхлопа отработанного сжатого воздуха за пределы рабочей зоны;
- быстросъемность дорна в случае его замены;
- раздельное выполнение ресивера (представленного в табл. 1 в качестве привода) и устройства, что позволило уменьшить габаритные размеры и массу последнего.

В настоящее время авторами ведутся работы по дальнейшему совершенствованию пневмоимпульсных устройств для дорнования отверстий, отработке режимов дорнования.

Заключение

Приведенное выше, а также сопоставительный анализ представленных в табл. 1 технико-экономических показателей машин для постановки болтов, магнитно-импульсного и пневмоимпульсного устройств позволяют сделать вывод о том, что перспективным направлением в реализации процесса упрочняющего дорнования отверстий в ответственных соединениях планера самолета является применение импульсных устройств, использующих в качестве энергоносителя сжатый воздух, т.е. пневмоимпульсных устройств для дорнования отверстий типа ПИУД-90.

Литература

1. Упрочнение отверстий болтовых соединений в конструкциях из алюминиевых сплавов. Производственная инструкция ПИ-6843. – 4-е изд. – 1987. – 16 с.
2. Исследование, разработка и внедрение технологического процесса и оснащения для дорнования отверстий и запрессовки болтов: Заключительный отчет по теме 016.03.01.01.03. – Куйбышев: КуАИ, 1980. – 46 с.
3. Устройство для обработки отверстий: А.с. 730481 СССР, МКИ В 23 В 25/06 // Ю.Д. Лысенко, В.В. Щербатых и др. (СССР). – Заявлено 30.04.80 – 5 с. ил.
4. Щербатых В.В., Лысенко Ю.Д. Применение магнитно-импульсного привода для упрочняющего дорнования отверстий с односторонним доступом. // Авиационная промышленность. – 1983. – № 7. – С. 5 – 9.
5. Воробьев Ю.А. Разработка схем и конструкций пневмоимпульсных клепальных молотков // Удосконалення процесів та обладнання обробки тиском в металургії і машинобудуванні – Краматорськ; Слов'янськ: Донбаська державна машинобудівна академія, 2003. – С. 363 – 367.

Поступила в редакцию 19.05.04

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Я. Мовшович, Научно-исследовательский институт технологии машиностроения, г. Харьков

УДК 539.373

А.Г. НАРЫЖНЫЙ

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

НАКОПЛЕНИЕ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ В ТОЛСТОСТЕННОМ ЦИЛИНДРЕ, ОБУСЛОВЛЕННОЕ УДАРАМИ ОБОЛОЧЕК

Теоретически изучены закономерности изменений размера и формы внутренней поверхности толстостенного цилиндра конечной длины, вызванных циклическим ударно-контактным взаимодействием с последовательным рядом оболочек, испытывающих действие импульсного давления.

перемещения остаточные, деформации пластические, удар оболочек, нагружение импульсное

Введение

При импульсной штамповке деталей аэрокосмической техники и двигателей вследствие ударов заготовок по матрице в последней возникают и накапливаются пластические деформации [1], а следовательно, изменяются размеры и форма контактной поверхности. Во избежание брака предельные изменения размеров контактной формирующей поверхности матрицы ограничиваются допуском. Подобные процессы и ограничения наблюдаются, например, в казенной части артиллерийского орудия при ударах гильз во время выстрелов.

В литературе явления накопления деформаций и перемещений в механических системах соударяющихся твердых тел описаны с качественной стороны [2], но отсутствуют количественные исследования и описания методик таких исследований.

Механико-математические модели (МММ) таких механических систем существенно нелинейны в связи с формулированием контактных условий и условий пластичности в виде неравенств относительно искомых функций НДС и не имеют аналитических решений. Метод численной реализации МММ должен позволять анализировать процессы в широком диапазоне, включая свободное движение оболочки, удар и волновую картину напряжений, продуцирующих пластические деформации, ударно-колебательные движения элементов, вплоть до ус-

тановления стационарных НДС для определения остаточных полей деформаций, перемещений и напряжений.

Статья посвящена теоретическому анализу процессов накопления остаточных перемещений, прогнозу изменения перемещений и методике определения предельного по допуску на изменение размеров количества циклов взаимодействия оболочек и толстостенного элемента упомянутых выше механических систем.

1. Описание МММ

Рассмотрена модельная осесимметричная механическая система, состоящая из толстостенного цилиндра и двенадцати тонкостенных цилиндрических оболочек (рис.1). В течение одного цикла взаимодействия очередная оболочка, деформируемая импульсным давлением изнутри (1), взаимодействует ударным способом с цилиндром, вследствие чего в последнем откладываются пластические деформации.

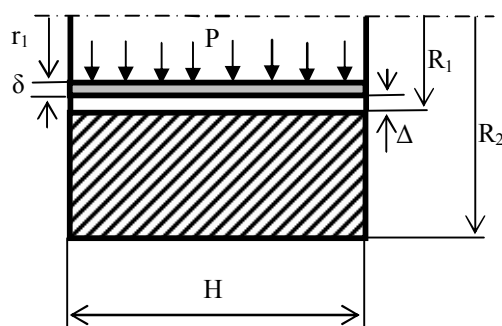


Рис. 1. Схема и обозначения

ции и изменяются размеры и форма. В следующем цикле цилиндр взаимодействует с новой оболочкой и так далее. В результате взаимодействия с множеством оболочек в цилиндре *накапливаются* пластические деформации и перемещения.

Каждая оболочка с внутренним радиусом $r_1 = 68$ мм, толщиной $\delta = 1$ мм и высотой $H = 80$ мм нагружается изнутри импульсным давлением, характерным для гидродинамической штамповки или выстрела,

$$P(t) = \begin{cases} p_0 \sin \lambda t, 0 \leq t \leq \pi / \lambda, \\ 0, t > \pi / \lambda, \end{cases} \quad (1)$$

где t – время от начала цикла взаимодействия; $p_0 = 1,492 \times 10^8$ Па – расчетная амплитуда давления; $\lambda = 9,28 \times 10^3$ с⁻¹ – расчетная постоянная времени. Полый цилиндр высотой H с внутренним и наружным радиусами $R_1 = 70$ мм и $R_2 = 102,2$ мм соответственно. Между оболочкой и цилиндром установлен первоначальный радиальный зазор $\Delta = 1$ мм. Элементы системы закреплены от осевых перемещений.

Оболочки изготовлены из алюминиевого сплава, деформирующегося по упруго-идеальнопластическому типу, с плотностью $\rho = 2700$ кг/м³, модулем Юнга $E = 7 \times 10^{10}$ Па, коэффициентом Пуассона $\nu = 0,33$ и пределом текучести $\sigma_T = 1,19 \times 10^8$ Па. Цилиндр стальной, деформирующийся по упруго-идеальнопластическому типу, обладает следующими характеристиками: $\rho = 7850$ кг/м³, $E = 2,1 \times 10^{11}$ Па, $\nu = 0,27$, $\sigma_T = 7,984 \times 10^8$ Па. Осесимметричное НДС элементов системы определяется по методу Уилкинса [3] с использованием искусственной

вязкости для гашения упругих колебаний элементов системы в конце каждого цикла взаимодействия.

Закон изменения во времени, общем для всех элементов системы коэффициента искусственной вязкости μ в течение каждого цикла, показан на рис. 2. Значения параметров τ , τ_n , τ_k и $\mu_{\max}$

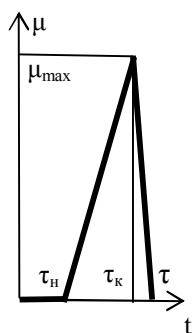


Рис. 2. Вязкость

зан на рис. 2. Значения параметров τ , τ_n , τ_k и $\mu_{\max}$ подбираются исходя из предварительных расчетов: $\tau = 0,001$ с, $\tau_n = 3,38 \cdot 10^{-4}$ с, $\tau_k = 6,52 \cdot 10^{-4}$ с и $\mu_{\max} = 5,0 \cdot 10^5$.

2. Особенности перемещений

На рис. 3 показаны расчетные зависимости перемещений точек образующей внутренней поверхности толстостенного цилиндра от осевой координаты после первого, четвертого, восьмого и двенадцатого циклов взаимодействия (кривые 1 – 4 соответственно).

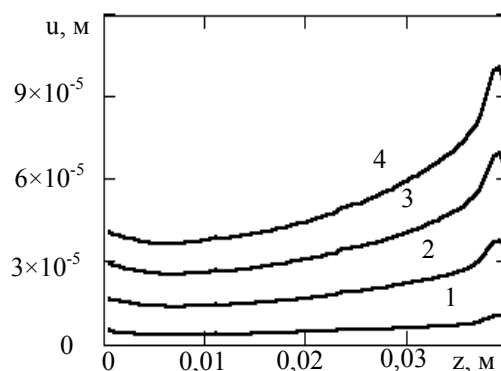


Рис. 3. Радиальные перемещения границы

Зависимости имеют подобные графики, что объясняется единой причиной – ударом оболочек. Величины перемещений растут в направлении от плоскости материальной симметрии системы (слева) к свободному торцу (справа), максимум соответствует области удара свободного торца оболочки. С ростом количества циклов взаимодействия перемещения также растут.

На рис. 4 показаны расчетные зависимости приращений перемещений за один цикл взаимодействия от номера цикла (кривые 1 – 5 соответствуют точкам образующей с координатами 5, 15, 25, 35 и 39,5 мм соответственно). В общем зависимости имеют подобные графики.

Максимальные значения приращений наблюдаются после первого или второго цикла взаимодействия, затем приращения монотонно убывают, причем зависимости имеют регулярный вид, начиная с шес-

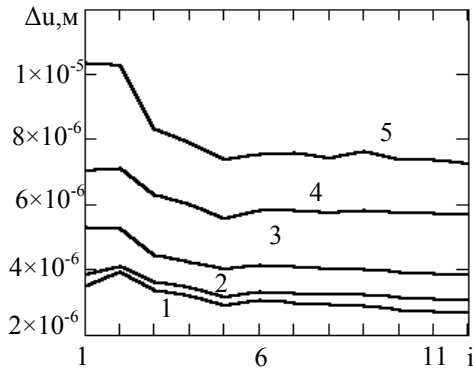


Рис. 4. Приращения радиальных перемещений

того цикла взаимодействия. Происходит своеобразное упрочнение толстостенного цилиндра на действие удара оболочек.

Движения разных оболочек практически повторяют друг друга в течение цикла, начиная с раздачи давлением, продолжаясь ударно-колебательным взаимодействием с цилиндром и завершаясь стационарным состоянием; изменения функций состояния цилиндра за один цикл, вызванные действием различных оболочек, например, приращения деформаций или перемещений, подобны. Поскольку приращения перемещений положительны при первом взаимодействии (рис. 3, кривая 1), то по подобию они должны быть положительны при любом количестве циклов. Изменчивость реакции цилиндра на действие повторяющегося возмущения связана с его пластической «памятью» в форме накопленных пластических деформаций, имеющих приповерхностное расположение, и соответствующего поля самоуравновешенных напряжений.

Перемещения контактной поверхности цилиндра обладают выраженными особенностями. Перемещения повторяют характер приращения перемещений за один цикл взаимодействия. Наибольшие перемещения наблюдаются на первых циклах, происходит «обмятие» цилиндра. Затем наблюдается уменьшение приращений перемещений или «упрочнение» цилиндра. Приращения перемещений автономны, то есть зависят только от координаты точки наблюдения. Приращения перемещений положительны. По-

ложительность и убывание приращений указывают на существование стационарного режима изменения перемещений.

3. Аппроксимации перемещений

Для дальнейшего анализа наблюдаемым закономерностям придана форма математических зависимостей с помощью аппроксимаций. Рассмотрены смещенная рациональная аппроксимация приращений перемещений (2), смещенная экспоненциальная аппроксимация перемещений (3), несмещенная экспоненциальная аппроксимация перемещений (4) и смещенная логарифмическая аппроксимация перемещений (5)

$$\Delta u_i(z) = p_1(z) \frac{1}{i - p_0(z)} + p_2(z), \quad (2)$$

$$u_i(z) = p_3(z) + \frac{p_1(z)}{p_0(z)} (1 - e^{-(i-6)p_0(z)}) + p_2(z)(i-6), \quad (3)$$

$$u_i(z) = p_3(z) + \frac{p_1(z)}{p_0(z)} (1 - e^{-ip_0(z)}) + p_2(z)i, \quad (4)$$

$$u_i(z) = p_3(z) + p_1(z) \ln(i - p_0(z)) + p_2(z)i, \quad (5)$$

где $i > 6$ – номер цикла взаимодействия; $p_0(z)$, $p_1(z)$, $p_2(z)$ – параметрические функции, определяемые отдельно для каждого варианта по методу наименьших квадратов [4] по расчетным значениями и имеющие интерполяционный характер; $p_2(z)$ соответствует асимптотическому значению приращений перемещений за один цикл; z – осевая координата.

Аппроксимации (2) – (5) отвечают принципу автономности, другими словами, предполагают независимое изменение функции в каждой точке. Анализ аппроксимаций проведен в трех отношениях. Во-первых, изучены погрешности и невязки в каждой точке вдоль оси при всех значениях цикла, а также их изменения с ростом номера цикла, то есть интерполяционные свойства. Во-вторых, аппроксимации перемещений (3) – (5) использованы для определения приращений перемещений, и наоборот, аппроксимации приращений (2) перемещений ис-

пользованы для определения перемещений. В-третьих, был проведен групповой сравнительный анализ экстраполяционных асимптотических свойств аппроксимаций.

Аппроксимации перемещений имеют более высокую точность, максимальная погрешность не превосходит 0,2 %, в то время как погрешности аппроксимации приращений достигают 1 %. Невязки аппроксимации перемещений достигают максимума после восьми циклов, а затем падают; невязки приращений перемещений монотонно растут с ростом количества циклов. Наибольшие значения погрешностей наблюдаются вблизи свободного торца, где достигают максимума аппроксимируемые поля.

Использование аппроксимаций перемещений для интерпретации приращений перемещений в диапазоне интерполяции дает высокую точность (максимальная погрешность – 4 % средневзвешенная – 0,3 %). Использование аппроксимаций приращений перемещений для интерпретации перемещений дает еще более высокую точность (максимальная погрешность – 2 % средневзвешенная – 0,1 %). В общем аппроксимация (2) имеет высокую точность интерполяции приращений перемещений, а (3) – (5) точность интерполяции перемещений.

В отношении экстраполяционных свойств аппроксимации можно разбить на группы. На рис. 5 показаны распределения перемещений, кривые А соответствуют формуле (3), Б – (4), В – (2) и Г – (5) после ста (а) и пятисот (б) циклов взаимодействия. Смещенные экспоненциальные аппроксимации приращений перемещений (2) и перемещений (3) при большом числе циклов взаимодействия дают отрицательные значения приращения перемещений вблизи плоскости материальной симметрии или повсеместно (3), последняя приводит даже к отрицательным перемещениям. Графики перемещений, описываемых выражениями (2) – (3), при больших количествах циклов взаимодействия представляют сильно неоднородные зависимости, что противоре-

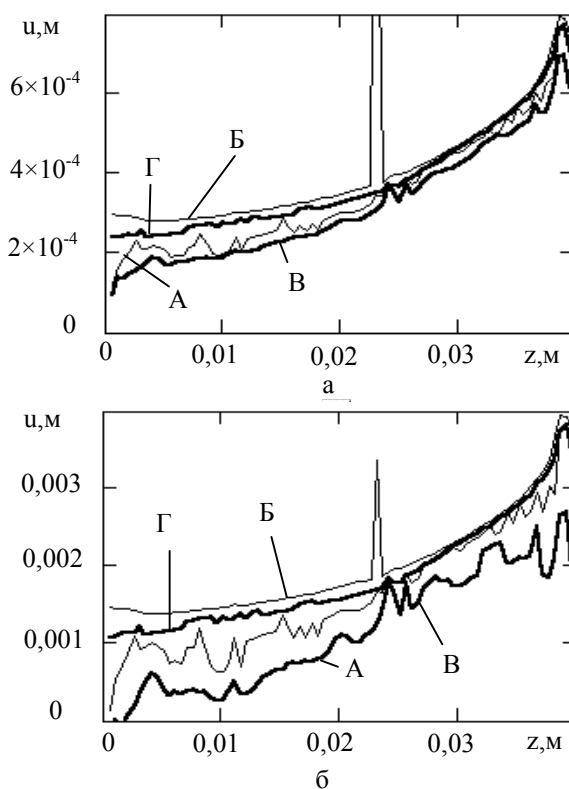


Рис. 5. Экстраполяция перемещений границы

чит характеру распределения перемещений.

Выражения (4) и (5), напротив, представляют гладкие зависимости даже при очень большом числе циклов (за исключением особенности вблизи координаты 0,025 м; впрочем, относительная величина особенности падает с ростом количества циклов). Отмеченные графики обладают одинаковым характером изменения как по координате, так и в связи с количеством циклов и очень близкими значениями, кроме того, они повторяют особенности графика приращений перемещений за один цикл (рис. 3, кривая 1), сумму которых представляют. Обе аппроксимации показывают практически равные асимптотические скорости приращения перемещений.

Высокая точность интерполяции и соответствие предположениям о поведении перемещений и приращений перемещений позволяют выбрать аппроксимации (4) и (5) для формального описания перемещений в зависимости от количества циклов и использовать их для прогноза и анализа перемещений за пределами интервала интерполяции.

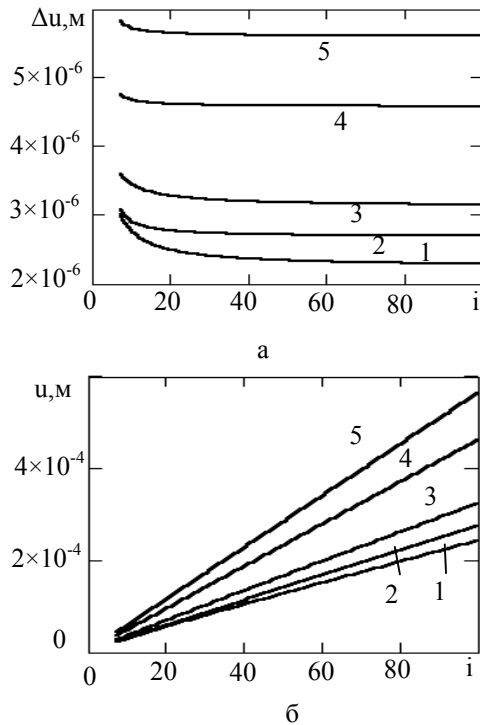


Рис. 6. Экстраполяция перемещений

На рис. 6 показаны зависимости приращений перемещений (а) и перемещений (б) точек образующей от количества циклов взаимодействия (кривые 1 соответствуют точке с координатой $z = 0,005$ м, 2 – 0,01 м, 3 – 0,02 м, 4 – 0,03 м, 5 – 0,035 м). В течение 100 циклов взаимодействия устанавливаются, хотя и не одновременно, постоянные (асимптотические) всюду положительные скорости приращений перемещений, а кривые перемещений принимают прямолинейные очертания.

Используя зависимость (4) или (5), можно определить предельное количество циклов взаимодействия, соответствующее заданному допуску на изме-

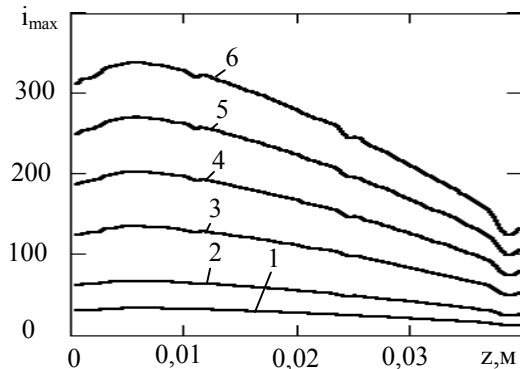


Рис. 7. Допустимое количество циклов

нение радиального размера цилиндра Δ , посредством решения неравенств

$$p_3(z) + \frac{p_1(z)}{p_0(z)}(1 - e^{-ip_0(z)}) + p_2(z)i \leq \Delta, \quad (6)$$

$$p_3(z) + p_1(z) \ln(i - p_0(z)) + p_2(z)i \leq \Delta. \quad (7)$$

На рис. 7 графически представлены решения неравенства (7) для ряда значений допусков на изменение размера цилиндра (кривая 1 соответствует $\Delta = 0,1$ мм, 2 – $\Delta = 0,2$ мм, 3 – $\Delta = 0,4$ мм, 4 – $\Delta = 0,6$ мм, 5 – $\Delta = 0,8$ мм и 6 – $\Delta = 1$ мм).

Заключение

В статье представлена методика исследования накопления перемещений в системах с циклическим ударно-контактным взаимодействием элементов.

На основе анализа результатов численного моделирования построены аппроксимационные выражения, описывающие изменение перемещений контактной поверхности цилиндра, которые удобно использовать для прогноза изменения размеров, например, матриц для импульсной штамповки.

Литература

1. Нарыжный А.Г., Сапрыкин В.Н. Моделирование механических процессов импульсной гидродинамической штамповки // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Х.: НАКУ “ХАГ”, – 2003. – Вип. 36/1. – С. 72 – 75.
2. Ионов В.Н., Огибалов П.М. Напряжения в телах при импульсивном нагружении. – М.: Высш. шк., 1975. – 463 с.
3. Уилкинс М.Л. Расчет упругопластических течений / *Вычислительные методы в гидродинамике*. – М.: Мир, 1967. – С. 232 – 263.
4. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. – М.: Наука, 1970. – 720 с.

Поступила в редакцию 28.04.04

Рецензент: д-р. техн. наук, проф. А.Я. Мовшович, Харьковский НИИ технологии машиностроения, г. Харьков

УДК 681.7.068.4

А.И. ФИЛИПЕНКО*Харьковский национальный университет радиоэлектроники, Украина*

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ВЗАИМНОГО РАСПОЛОЖЕНИЯ ОПТИЧЕСКИХ ВОЛОКОН ПРИ ИХ СОЕДИНЕНИИ СВАРКОЙ

Параметры позиционирования определены оптическим телевизионным методом контроля с использованием поперечного зондирования оптического волокна широким пучком равномерной освещенности. Предложена геометрическая модель и получены математические выражения для определения параметров позиционирования: поперечного, продольного смещений и угла взаимного наклона осей волокон. Положение осей оптических волокон определено с использованием принципа согласованной фильтрации по координатам максимального значения автосвертки измеренной интенсивности. Параметры позиционирования определены из условий аппроксимации осей волокон линейным трендом.

оптическое волокно, соединители, сварка, контроль, позиционирование, автосвертка

1. Общая характеристика проблемы

В настоящий период в авиационно-космической технике отмечается широкое использование оптоэлектроники и волоконной оптики для построения датчиков, систем связи и обработки информации. Внедрение фотоники направлено на значительное улучшение командования, управления, связи, интеллектуальных возможностей (C³I - command, control, communication @ intelligence) и навигации за счет более быстродействующих, меньших по габаритам и массе, более надежных и более “выживаемых” систем. Использование оптоэлектронных и волоконно-оптических устройств значительно расширяет возможности боевой авиационной техники в области автоматического распознавания цели, мониторинга боеспособности систем и управления наведением [1]. При этом обеспечиваются большие объемы передаваемой информации и скорости обработки сигналов (до 1...10 Гб/с), управление и “жизнестойкость” систем управления ведением стрельбы, электромагнитная и радиоэлектронная защищенность (EMI/RFI), снижение массы. Волоконно-оптические датчики используются для систем противопожарного контроля в двигателях (Fiber-Optic Engine Fire Detection), волоконно-оптических тахометров, систем контроля за количеством

топлива и др.

Сложившиеся условия выдвигают как одну из главных проблему создания конструкций и технологий производства широкой гаммы отечественных комплектующих. Обеспеченность производства, монтажа и эксплуатации волоконно-оптических компонентов отечественной технологической базой является актуальной задачей.

2. Анализ исследований и публикаций, посвященных решению проблемы

Как известно, технология выполнения волоконно-оптических соединений методом сварки требует решения задач позиционирования ОВ, в ходе которого выявляется текущее взаиморасположение волокон [2]. К параметрам позиционирования соединяемых волокон, относятся:

- состояние торцов волокон, подлежащих соединению сваркой, которое, в свою очередь, характеризуется углом плоскости торца к оси сердцевины волокна (неперпендикулярностью) и высотой неровностей поверхности;
- угол наклона осей сердцевины соединяемых волокон друг к другу. В большинстве современных устройств позиционирования эта величина должна устраняться помещением волокон в V-образные канавки элементов позиционирующих устройств.

Однако, как показал опыт эксплуатации и исследований, данное свойство реализуется не всегда, поэтому при разработке автоматизированных методов контроля позиционирования необходимо предусматривать функцию анализа указанной величины;

– значения продольного и поперечного смещений сердцевин оптических волокон.

Знание первых двух параметров позволяет оператору качественно подготовить волокна к операции сварки. На основе последних двух параметров вырабатываются управляющие сигналы для исполнительных устройств, реализующих минимально необходимое количество степеней свободы в позиционировании оптических волокон (как правило, равное трем).

Указанные параметры позиционирования рационально определять с помощью оптического телевизионного метода контроля с использованием поперечного зондирования оптического волокна широким пучком равномерного по освещенности светового потока [3]. Схема реализации данного метода приведена на рис. 1. Здесь используется такое свойство, когда при поперечном освещении волокно представляет собой фокусирующую цилиндрическую линзу, которая создает в плоскости фотоприемника распределение оптического поля, позволяющее определить оптико-геометрические характеристики волокна [3].

3. Постановка задачи исследований

Основной сложностью при реализации указанного метода является анализ измеренной информации и формирование заключения о состоянии объектов сварки. Собственно методики обработки являются неразглашаемым достоянием того или иного производителя.

Целью исследований является решение задач, связанных с разработкой таких методик, их исследование и создание на их основе программ определения характеристик позиционирования.

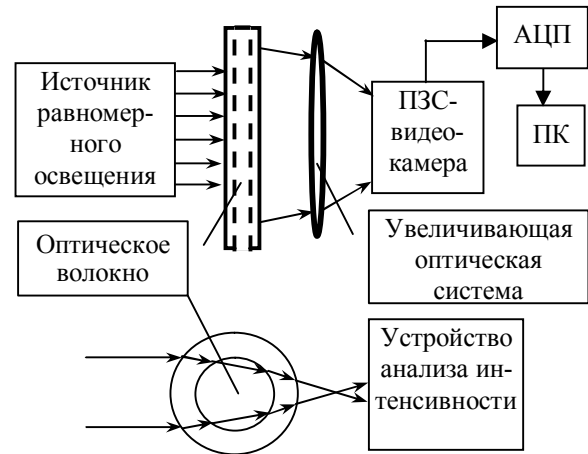


Рис. 1. Схема системы контроля позиционирования волокон при сварке

4. Обоснование метода идентификации расположения оптических волокон

При измерении светового потока, преобразованного оптическими волокнами, формируется изображение области концов волокон, подлежащих сварке, пример которого представлен на рис. 2.

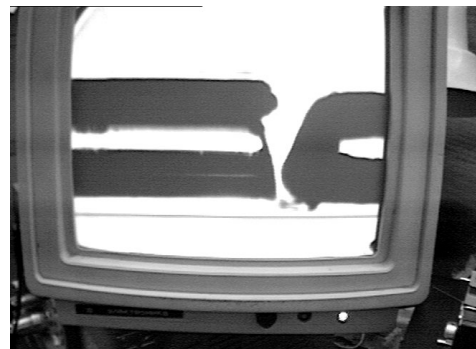


Рис. 2. Изображение оптических волокон на видеомониторе установки сварки

Характерными особенностями полученного изображения являются следующие:

– наибольшие по интенсивности оптического излучения области соответствуют свободному пространству, окружающему оптические волокна, и информационному сигналу, являющемуся результатом фокусирующего действия сердцевин. По уровню эти сигналы одинаковы и значительно превышают уровень темных областей;

– темные области соответствуют областям обо-

лочки оптического волокна;

- при смещении оптических волокон зоны, занимаемые областями фона выше и ниже волокна (применительно к рисунку), изменяют свои размеры;

- некачественная подготовка торцов волокон отражается на изображении видом границы перехода «оболочка – фон» (при наличии продольного смещения). В этой области изображения проявляются неперпендикулярность торца к оси сердцевины, неровности торцевой поверхности, а также дефекты торца в плоскости, перпендикулярной наблюдаемой. Так, на рис. 2 изображения сердцевин не доходят до конца торцов волокон. Это вызвано некачественным сколом в смежной плоскости (перпендикулярно плоскости листа данного документа);

- геометрические ошибки позиционирования проявляются в виде смещений волокон друг относительно друга, наклоне изображений, созданных сердцевинами, наличию яркой области между волокнами;

- несмотря на значительный уровень яркости, созданный сердцевинами, имеется влияние неоднородности интенсивности, вызванной погрешностями измерительной системы и состоянием волокна (например, некачественным удалением силиконового слоя с поверхности оболочки при подготовке волокон). Эти ошибки наиболее существенны на границе светлых и темных областей, поэтому при малых величинах контролируемых параметров могут приводить к значительным погрешностям идентификации.

Исходная информация, подлежащая анализу, представляет собой матрицу кодов яркостей, соответствующих точкам изображения. Разрешающая способность обусловлена размером и количеством элементов матрицы, а также увеличением оптической системы.

Проанализированные особенности выдвигают ряд требований к построению алгоритма определе-

ния параметров позиционирования. На начальном этапе анализа необходимо выделить границы характерных областей. Используем для этого методику пороговой селекции границ оболочки и сердцевины. Данный подход предполагает задаться неким значением, разделяющим сигнал на два уровня. В данной работе предлагается определять значение порога по схеме, приведенной на рис. 3 и поясняемой рис. 4. Если упорядочить измеренный массив яркостей по возрастанию, получаем подобие гистограммы распределения яркостей. При этом для характерной формы сигнала имеем явно выраженный перепад значений. Причем изменение уровня характеризуется значительной крутизной.

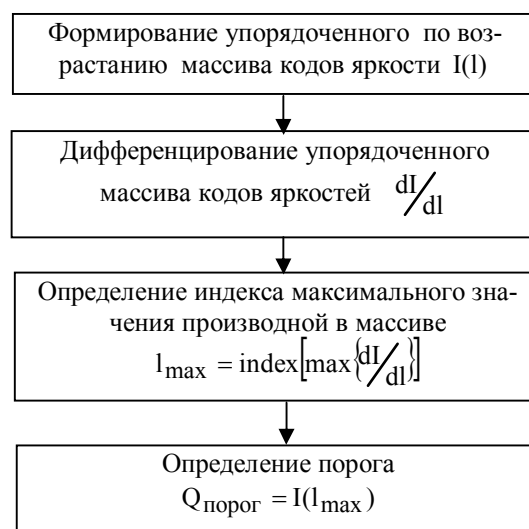


Рис. 3. Схема определения порогового значения

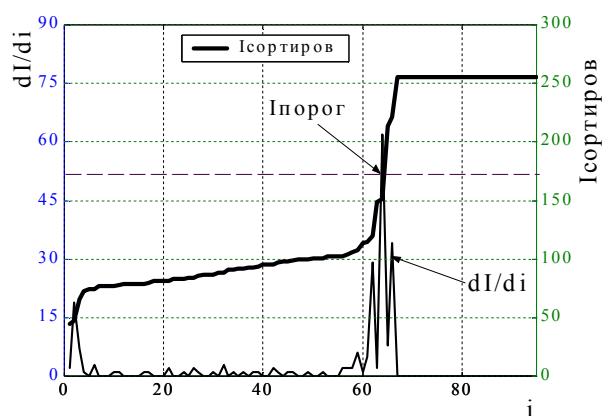


Рис. 4. Графики функции упорядоченных по возрастанию кодов яркости изображения и ее первой производной

Для точного определения значений сигнала, соответствующих точке скачка (порога), продифференцируем упорядоченный массив dI/dl . Тогда порог определяется путем выявления максимума производной и соответствующего ему значения упорядоченного массива по соотношению

$$Q_{\text{порог}} = I(l_{\text{max}}) = I\{\text{index}[\max(dI/dl)]\}, \quad (1)$$

где $\max$ определяет операцию нахождения максимального элемента массива производных; index – процедуру нахождения индекса максимального значения производной.

Следующим этапом обработки является определение границ перехода яркости «свет – тень». Данная операция организуется программным способом в результате последовательного анализа каждого из поперечных сечений оптических волокон при перемещении прямоугольного окна размерностью $[i \times 1]$ вдоль координаты j (i – номер строки, а j – номер сечения (столбца) матрицы яркостей). Так формируется матрица границ G размерностью $[i \times j]$:

$$G = [g_{i,j}], \quad (2)$$

в которой элементы, соответствующие границам областей, имеют значение «1», а остальные – значение «0». Размерность матрицы ($i \times j$) определяется разрешением измерительной системы.

Очевидно, что результатом анализа каждого столбца будет наличие в каждом сечении четырех критических точек:

$$g_{\text{об,лев}}, g_{\text{сер,лев}}, g_{\text{сер,прав}}, g_{\text{об,прав}}.$$

При обнаружении «окном» отсутствия этих точек в столбце матрицы в соответствии с критерием

$$S(j) = \sum_i^{i_{\text{max}}} g_{i,j} \neq 4, \quad (3)$$

что может свидетельствовать либо о нахождении «окном» конца волокна, либо о том, что сердцевина не доходит до конца волокна (хотя бы одно из значений $g_{\text{об,лев}}, g_{\text{сер,лев}}, g_{\text{сер,прав}}, g_{\text{об,прав}}$ равно ну-

лю) и необходимо произвести скол волокна, «окно» автоматически позиционируется на шаг (столбец) назад и считает эту позицию окончанием волокна.

На рис. 5 приведено графическое представление результатов работы алгоритма определения матрицы G для исходного сигнала (рис. 2).

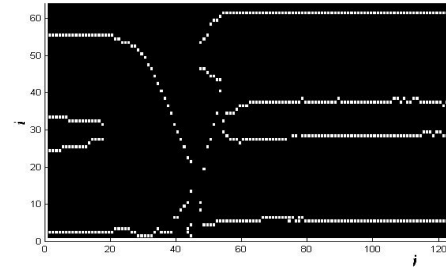


Рис. 5. Пример графического отображения значений матрицы для исходного сигнала

Задача определения координат осей сердцевин, учитывая форму распределения интенсивности, может быть решена несколькими способами. Из формы распределения видно, что крутизна границ в пределах каждого сечения позволяет достаточно точно определить границы областей в пределах сечений. Однако от сечения к сечению влияние граничных эффектов проявляется в колебании границ (шумовые погрешности). Учитывая, что ошибка имеет место на каждой из двух границ области, точное определение координат осей пороговым способом нецелесообразно. Здесь применим метод автосвертки, рассмотренный в [3]. Метод построен на принципах оптимальной фильтрации гауссова шума и позволяет исключить влияние погрешности измерения. В [3] показано, что координаты максимума автосвертки интенсивности располагаются на расстоянии удвоенных координат исходного положения осей. Автосвертка рассчитывается для каждого сечения (столбца) матрицы интенсивности независимо.

Результат использования автосвертки зависит от формы сигнала. Для сигналов с незначительной асимметричностью метод позволяет эффективно определять погрешности позиционирования. Однако для сигналов, в форме которых асимметрия сопро-

вождается большим уровнем интенсивностей поля, приходящихся на области асимметрии, приводит к тому, что максимум автовертки смещается в область большей пространственной плотности интенсивности. К таким сигналам относятся распределения интенсивности полей, полученные при значительных поперечных сдвигах волокон.

Данная особенность поясняется на рис. 6 и 7.

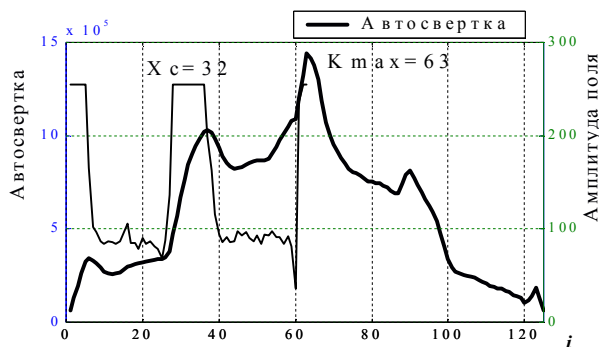


Рис. 6. Распределение амплитуды поля сигнала в сечении и его автовертка при незначительной асимметрии исходного сигнала (в [3] показано, что $X_c \approx K_{max}/2$ [элементов матрицы])

Так, при значительных смещениях, когда уровень фона с какой-либо стороны занимает большую долю в сигнале, происходит пространственный сдвиг максимума автовертки в сторону, противоположную смещению волокон, и возникают неприемлемые существенные ошибки (рис. 7). В то же время незначительное различие фоновых составляющих позволяет надежно определять положение максимума (рис. 6).

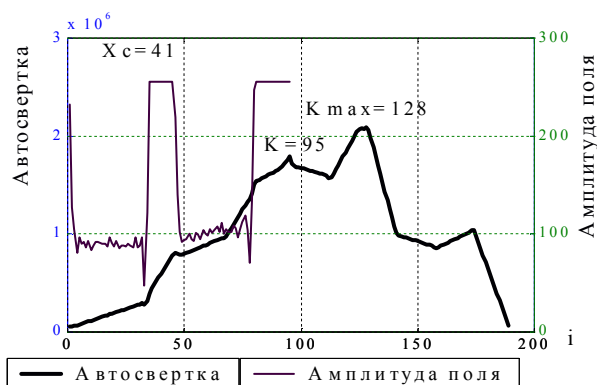


Рис. 7. Распределение амплитуды поля сигнала в сечении и его автовертка при значительном смещении оптического волокна влево

Использование в данном случае метода моментов (определение координат "центра тяжести" функции распределения интенсивности) приводит к намного худшим результатам. Таким образом, метод автовертки должен использоваться при окончательном, точном определении малых поперечных смещений волокон, что собственно является наиболее важной задачей при сварке.

На рис. 8 представлен результат применения метода автовертки к матрице, соответствующей изображению на рис. 2. Точки центральной области соответствуют зазору между волокнами, поэтому из дальнейшего анализа исключаются.

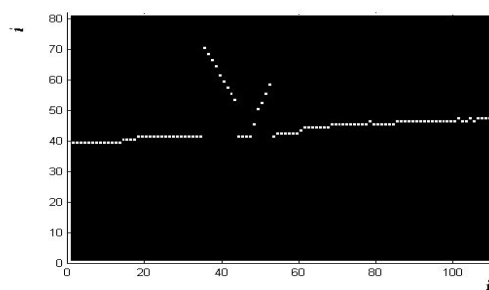


Рис. 8. Трасса сердцевин волокон, восстановленная методом автовертки

Результатом применения данного метода являются два массива – матрица центров осей X_c (матрица, в которой элементы, соответствующие оси сердцевин, равны «1», остальные – «0») размерностью $[i \times j]$, совпадающей с размерностью исходной матрицы кодов интенсивности изображения, например:

$$X = [x_{ci,j}] = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}, \quad (4)$$

и вектор размерностью количества столбцов (сечений) $C[j]$, элементы которого имеют значения, равные номерам строк i , в которых наблюдаются максимумы автовертки:

$$C = [m(i,j)] = [5 \ 5 \ 5 \ 0 \ 4 \ 4 \ 4 \ 4]. \quad (5)$$

Вектор C используется для определения параметров позиционирования: угла между осями волокон, продольного и поперечного смещений. Геометрическая модель решения данной задачи представлена на рис. 9.

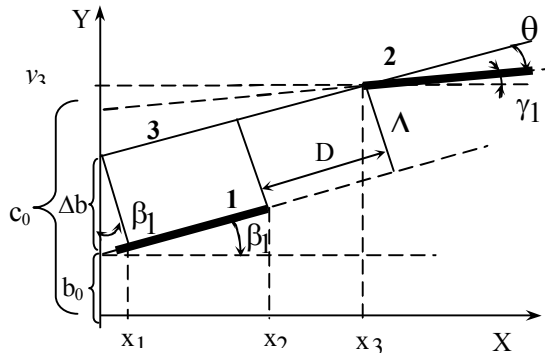


Рис. 9. Геометрическая модель для определения смещений между оптическими волокнами: 1 — линия оси первого волокна; 2 — линия оси второго волокна; 3 — прямая, параллельная оси первого волокна и проходящая через точку с координатами (y_3, x_3) на оси второго волокна; Δ — поперечное смещение между волокнами; θ — угловой наклон осей волокон относительно друг друга; D — продольное смещение волокон

Для определения характеристик позиционирования оптических волокон предлагается использовать метод аппроксимации координат осей линейным трендом. В этом случае оси каждого из волокон характеризуются уравнениями

$$y' = b_0 + b_1 x, \quad (6)$$

$$y'' = c_0 + c_1 x. \quad (7)$$

где коэффициенты регрессии b_0, b_1, c_0, c_1 определяются по вектору C известным образом.

Учитывая свойства линейных уравнений, можем записать выражение для угла взаимного наклона осей сердцевин

$$\theta = \arctg(b_1) - \arctg(c_1) = \arctg \frac{b_1 + c_1}{1 - b_1 c_1}. \quad (8)$$

Величина поперечного смещения может быть получена следующим образом

$$\Delta = \Delta b \cos \beta_1 = [y_3(x_3) - b_1 x - b_0] \cos(\arctg(b_1)). \quad (9)$$

Следует отметить, что выражение (9) получено при условии, что оси волокон также не параллельны

оси X . Данное условие практически всегда имеет место, т.к. обеспечить параллельность осей волокон координатной сетке измерительной системы достаточно сложно.

Продольное смещение между волокнами определяется из соотношения

$$D = \frac{(x_3 - x_2)}{\cos \beta_1} + \Delta \sin \beta_1. \quad (10)$$

5. Результаты экспериментальных исследований

На рис. 10 представлены результаты экспериментальных исследований применения предложенного метода к измеренному изображению без смещения, а на рис. 11 — результаты аналогичных исследований в случае смещенных сердцевин.

Из анализа уравнений регрессии для рис. 10 и 11 можно сделать вывод, что наклон между осями сердцевин волокон незначительный, т.к. коэффициенты при переменной практически равны ($0.0637 \approx 0.0665$ и $0.3112 \approx 0.3142$), что соответствует углу 0.0028 рад для рис.10 и 0.0029 рад для рис.11. При пересчете в градусы угол взаимного наклона осей волокон составил около 0.16° . По техническим условиям угол не должен превышать 1° . Таким образом, все волокна установлены в V-образные фиксаторы позиционеров сварочной машины качественно, без взаимного наклона. Имеется лишь непараллельность фиксаторов координатной сетке измерительной системы.

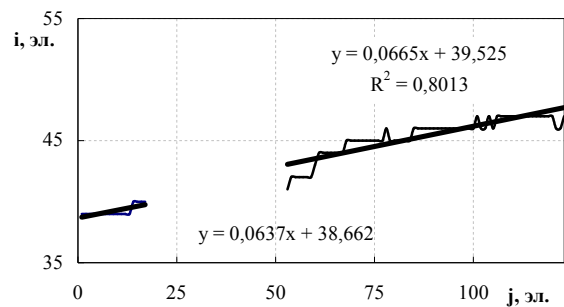


Рис. 10. Результаты экспериментальной обработки трасс осей сердцевин при практически полном отсутствии поперечного смещения

Результаты расчетов линейных смещений осей сердцевин представлены в табл. 1.

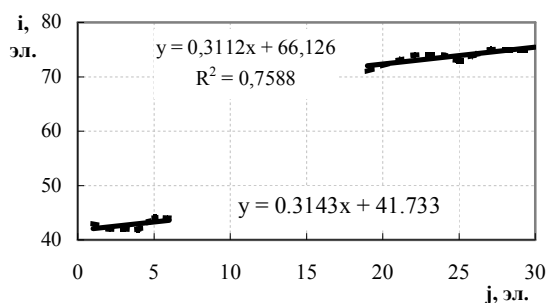


Рис. 11. Результаты экспериментальной обработки трасс осей сердцевин при существенных поперечном и продольном смещениях

Таблица 1
Результаты определения продольных и поперечных смещений волокон

Изображение	Δ , эл.	D, эл.
Рис. 10	0.962	36.04
Рис. 11	23.18	20.58

Если анализировать данные для рис. 10, то видно, что из-за незначительного угла наклона к координатной сетке продольное смещение между волокнами D слабо отличается от того, который можно было определить из разницы $x_3 - x_2 = 53 - 16 = 36$ эл. Во втором случае большое поперечное смещение и большой угол наклона к координатной сетке требуют использования точных формул (9) и (10), предложенных в данной работе ($x_3 - x_2 = 19 - 6 = 13$ эл. < 20.58 эл.). Однако для поперечного смещения ошибка менее значительна – $65 - 42 = 23$ эл. ≈ 23.18 эл.).

Таким образом, предложенный метод определения параметров позиционирования обладает большей точностью и не чувствителен к неизбежным угловым наклонам оптических волокон к координатной сетке измерительной системы.

Заключение

В результате исследований получены следующие научные результаты:

– предложен алгоритм выделения границ сердце-

вин и оболочек волокон на основе порогового метода, в котором оригинальным является методика определения порогового значения;

– предложена модель и получены выражения для определения параметров позиционирования: угла взаимного наклона волокон, поперечного и продольного смещения их осей, основанные на восстановлении осей волокон прямой линией по методу наименьших квадратов.

Практическое значение результатов состоит в разработке алгоритма и программного обеспечения (одно из окон представлено на рис. 12), реализующего предлагаемый метод контроля.

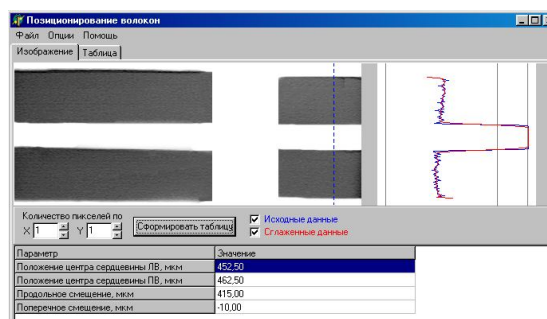


Рис. 12. Окно модуля определения параметров позиционирования

Литература

1. L. Figueroa, C.S. Hong, R.W. Huggins, G.E. Miller, A.A. Popoff, Ch.R. Porter, D.K. Smith, B.V. Deventer. Fiber optics for military aircraft flights systems // IEEE LCS, February 1991. – P. 52 – 63.
2. Красюк Б. А., Корнеев Г. И. Оптические системы связи и световодные датчики. Вопросы технологии. – М.: Радио и связь, 1985. – 192 с.
3. Филипенко А.И. Использование автосвертки распределения оптического поля для идентификации положения сердцевин оптических волокон при их соединении // Радиотехника. – 2003. – Вып. 132. – С. 109 – 114.

Поступила в редакцию 20.04.04

Рецензент: д-р. техн. наук, проф. В.Е. Овчаренко, Национальное аэрокосмическое агентство, ГП НИТИП, г. Харьков

УДК 533.6.011.5

Л.А. БАЗЫМА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО УДАРНОГО
ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ С ОБТЕКАЕМЫМ ЗАТУПЛЕННЫМ ТЕЛОМ**

Проведено численное моделирование обтекания полусферы при симметричном и несимметричном энергоподводе в поток, когда подвод энергии осуществлялся под углом 90° к вектору скорости сверхзвукового набегающего потока. Рассмотрено два варианта формы теплового пятна: осесимметричное пятно (тонкий диск в двухмерной постановке) и тепловое пятно в виде эллипсоида (в трехмерной постановке), главная ось которого была перпендикулярна оси симметрии. Установлено, что параметры энергоподвода (как конфигурация теплового пятна, так и интенсивность энергоподвода) оказывают существенное влияние на перестройку течения, поскольку их комбинация существенным образом влияет на свойства следа за ним и соответственно на давление торможения и сопротивление конфигурации.

энергоподвод, конфигурация теплового пятна, тепловой след, давление торможения, сверхзвуковое обтекание

Введение

В экспериментальных и теоретических исследованиях [1 – 6] установлена возможность использования энергоподвода как способа глобального управления потоком, то есть снижение, например, лобового сопротивления сверхзвукового летательного аппарата посредством подвода энергии в набегающий поток. С другой стороны подвод энергии можно использовать, чтобы минимизировать негативные последствия ударно-волнового взаимодействия при обтекании аэродинамических конфигураций сложной формы. Например, косые ударные волны, распространяющиеся от носовой части самолета или ракеты, могут взаимодействовать с головным скачком уплотнения любого элемента конструкции фюзеляжа (хвостовое оперение, подвеска, капот двигателя, диффузор и другое). В ряде случаев ударно-волновое взаимодействие может вызвать серьезные и даже катастрофические последствия для летательного аппарата.

Установлено, что параметры энергоподвода (как конфигурация теплового пятна, так и интенсивность энергоподвода) оказывают существенное влияние на перестройку течения, поскольку их комбинация

определяет возможность либо течения с запирающим в источнике (с отсоединенной волной), либо без запирающего. Это существенным образом влияет на свойства следа за ним и соответственно на давление торможения и сопротивление конфигурации.

В настоящей работе проведено численное моделирование обтекания полусферы при симметричном и несимметричном энергоподводе в поток, когда подвод энергии осуществлялся под углом 90° к вектору скорости сверхзвукового набегающего потока.

Рассматривалось два варианта формы теплового пятна: осесимметричное пятно (тонкий диск в двухмерной постановке) и тепловое пятно в виде эллипсоида (в трехмерной постановке), главная ось которого была перпендикулярна оси симметрии.

Полученные результаты позволяют рассматривать использование энергоподвода как эффективного средства для решения локальных проблем сверхзвукового обтекания летательных аппаратов.

Применение энергоподвода для локального управления потоком потребует более низких мощностей, вкладываемых в поток. Эта более низкая требуемая мощность позволяет использовать системы производства энергии небольшого веса, то есть малые оптические лазеры или небольшие модули дугового разряда как соответствующие системы

управления потоком. Поэтому они имеют реальные перспективы для локального управления потоком.

1. Постановка задачи

Будем рассматривать подвод энергии выше по потоку от сферы при $M_\infty = 3,45$, $\gamma = 1,4$ в набегающем сверхзвуковом потоке газа так же, как в [1].

Уравнения газовой динамики, в отличие от [4, 5], представим в следующем виде:

$$\frac{\partial \rho r}{\partial t} + \frac{\partial \rho u r}{\partial x} + \frac{\partial \rho v r}{\partial r} + \frac{\partial \rho \omega}{\partial \varphi} = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho u r}{\partial t} + \frac{\partial (p + \rho u^2) r}{\partial x} + \frac{\partial \rho u v r}{\partial r} + \frac{\partial \rho u \omega}{\partial \varphi} = 0, \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho v r}{\partial t} + \frac{\partial \rho u v r}{\partial x} + \frac{\partial (p + \rho v^2) r}{\partial r} + \frac{\partial \rho v \omega}{\partial \varphi} = p, \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho \omega r}{\partial t} + \frac{\partial \rho u \omega r}{\partial x} + \frac{\partial (p + \rho v^2) r}{\partial r} + \frac{\partial (p + \rho \omega^2)}{\partial \varphi} = 0, \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho e r}{\partial t} + \frac{\partial \rho u (e + p/\rho) r}{\partial x} + \frac{\partial \rho v (e + p/\rho) r}{\partial r} + \\ + \frac{\partial \rho \omega (e + p/\rho)}{\partial \varphi} = \rho q r, \end{aligned} \quad (5)$$

где p – давление; ρ – плотность; u, v, ω – компоненты вектора скорости по x, r и φ ; e – полная энергия единицы массы газа; q – энергия, подводимая единице массы газа внешним источником; t – время. Система замыкается уравнением состояния идеального газа:

$$p = (\gamma - 1) \rho e.$$

Энергоподвод q задавался так же, как и в [5, 6]:

$$q = W(x, r) \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{f} \delta\left(t - \frac{n}{f}\right),$$

где δ – импульсная функция Дирака; f – частота следования импульсов; W – средняя массовая плотность энергоподвода, которая была взята, в отличие от [5, 6], в несколько видоизмененной форме, по-

зволяющей моделировать различные формы теплового пятна при несимметричном подводе энергии:

$$W = W_0 \left(\frac{p_\infty}{\rho_\infty} \right)^{3/2} \frac{1}{R} \times \exp \left(- \frac{k_1 (r \cos \varphi)^2 + k_2 (x - x_0)^2 + k_3 (r \sin \varphi)^2}{L^2} \right),$$

где W_0, k_1, k_2 и k_3 – некоторые константы, определяющие плотность энергоподвода и форму теплового пятна.

2. Метод решения

Решение системы уравнений (1) – (5) проводилось методом Годунова [7], так же, как и в [4, 5]. Для осесимметричной задачи использовалась сетка 110×60 , а для трехмерной – $110 \times 60 \times 32$. И в том, и в другом случае сетка строилась со сгущением узлов около тела и в областях подвода энергии (области возмущения набегающего потока).

При расчетах трехмерной задачи моделировался подвод энергии, который осуществлялся под углом 90° к вектору скорости набегающего потока.

Обезразмеривание величин проводилось следующим образом:

$$r = \bar{r} R, \quad x = \bar{x} R, \quad t = \bar{t} R / a_\infty, \quad a = \bar{a} a_\infty, \quad u = \bar{u} a_\infty,$$

$$v = \bar{v} a_\infty, \quad \omega = \bar{\omega} a_\infty, \quad \rho = \bar{\rho} \rho_\infty, \quad p = \bar{p} \rho_\infty a_\infty^2,$$

$$W = \bar{W} a_\infty^3 / R,$$

где a_∞ – скорость звука набегающего потока.

В качестве начальных данных в расчетах без энергоподвода приняты безразмерные параметры невозмущенного набегающего потока:

$$p = p_\infty = 1/\gamma, \quad \rho = \rho_\infty = 1, \quad u = u_\infty = M_\infty, \quad v = 0,$$

$$\omega = 0$$

(γ – постоянная адиабаты). Здесь и дальше в тексте черта над безразмерными величинами r, x, t, a, u, v ,

ω, ρ, p, W опущена.

Граничные условия поставлены так же, как в [4, 5], а энергия, подводимая единице массы газа, задавалась в следующем виде:

$$q = \gamma^{-3/2} W_0 \times \exp \left(- \frac{k_1 (r \cos \varphi)^2 + k_2 (x - x_0)^2 + k_3 (r \sin \varphi)^2}{L^2} \right) \sum_{n=1}^N \frac{t_n}{n} \delta(t - t_n).$$

Здесь $x_0 = -3,0$ (то есть энергия подводилась на расстоянии одного диаметра сферы от ее поверхности [1]), $N = 10^2 f^4$, $t_n = n f^{-1}$ при частоте импульсов $f = 0,00068$ (это соответствует частоте 10 Гц [1]). Форма теплового пятна задавалась параметрами L, k_1, k_2, k_3 . Значение $L = 0,01$ было фиксированным во всех расчетах, а значения k_1, k_2, k_3 изменялись, что позволяло получить размеры теплового пятна, характерные для эксперимента [1] (объем теплового пятна оценивался приблизительно от 1 до 3 мм³, радиус сферы в эксперименте был 12,75 мм). Так, например, при $k_1 = k_2 = k_3$ мы получаем сферическое тепловое пятно.

Параметр W_0 изменялся в диапазоне 0,2...1,75, что в совокупности с подбором значений k_1, k_2, k_3 обеспечивает изменение плотности энергии в импульсе, имевшей место в эксперименте [1] (13 мДж/импульс/1±0,5мм³, 127 мДж/импульс/1,3±0,7мм³ и 258 мДж/импульс/3±1мм³).

3. Результаты

Симметричный энергоподвод

Вполне естественно, что получить форму теплового пятна, которая имела место в эксперименте [1], для двумерного случая не представляется возможным. Однако при малых размерах теплового пятна относительно размера обтекаемого тела (сферы) и при небольших значениях плотности энергии, под-

водимой в набегающий поток, можно рассчитывать на получение некоторого подобия. Так, для формы теплового пятна, представляющей собой эллипсоид ($k_1 = k_3 = 0,016, k_2 = 0,39$, то есть ось его вращения совпадает с осью вращения обтекаемого тела), при $W_0 = 0,19$ характер изменения давления в критической точке тела весьма близок (на стадии сжатия и первой фазы расширения) к тому, что был зафиксирован в эксперименте [1] для значения подводимой энергии в импульсе порядка 13мДж/1мм³ (рис. 1).

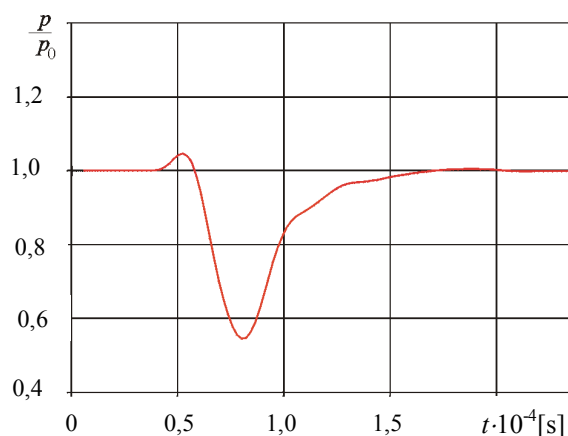


Рис. 1. Изменение давления в критической точке сферы от времени: $W_0 = 0,19, f = 0,00068$, эллипсоидное тепловое пятно; $k_1 = k_3 = 0,016, k_2 = 0,39$

увеличивая размеры пятна и плотность подвода энергии, невозможно получить картину, адекватную физическому эксперименту. В то же время, варьируя этими двумя параметрами (размер и конфигурация пятна, с одной стороны, и плотность подвода энергии – с другой), можно получить характер изменения давления в критической точке тела, адекватный эксперименту при более высоких значениях плотности подвода энергии (127 мДж/импульс/1,3±0,7мм³ и 258 мДж/импульс/3±1мм³).

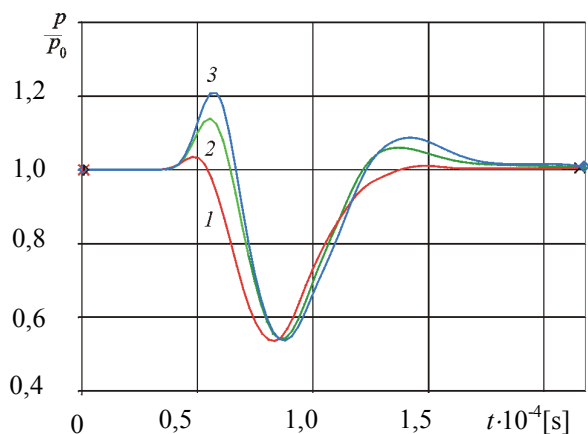


Рис. 2. Изменение давления в критической точке сферы от времени:

- 1 – $W_0 = 0,38$, $f = 0,00068$, эллипсоидное тепловое пятно; $k_1 = k_3 = 0,016$, $k_2 = 0,56$;
- 2 – $W_0 = 0,38$, $f = 0,00068$, дисковое тепловое пятно; $k_1 = k_3 = 0,00045$, $k_2 = 0,089$;
- 3 – $W_0 = 0,38$, $f = 0,00068$, дисковое тепловое пятно; $k_1 = k_3 = 0,00023$, $k_2 = 0,082$

На рис. 2 показано изменение давления в критической точке сферы от времени при других k_1 , k_2 , k_3 , которые обеспечивают меньший объем теплового пятна (приблизительно в два раза), но зато плотность подвода энергии была в два раза выше ($W_0 = 0,38$; кривая 1). Можно отметить, что в обоих случаях характер изменения давления был приблизительно одинаков. Две другие кривые с большим размахом по амплитуде давления на стадии сжатия получены для формы теплового пятна, представляющего собой сплюснутый осесимметричный диск с радиусом, сопоставимым радиусу сферы. Естественно, что плотность подвода энергии при этом была даже меньшей, чем в эксперименте [1] (13 мДж/мм³), однако характер изменения давления на этапе сжатия и расширения напоминает характер изменения в эксперименте [1] для плотностей подвода энергии 127 мДж/импульс/1,3±0,7 мм³ и 258 мДж/импульс/3±1 мм³.

Асимметричный энергоподвод

На рис. 3 приведено изменение давления в критической точке (отнесено к соответствующему дав-

лению, полученному до теплового воздействия) от времени после подвода энергии. Число Маха в набегающем потоке было $M = 3,45$, расстояние от теплового пятна до сферы равнялось одному диаметру сферы. Зона энергоподвода представляла собой эллипсоид, объемом порядка 1 мм³ с осью вращения, перпендикулярной к вектору скорости набегающего потока. Расчеты проводились на сетке 110×60×32. Кривые 1 – 3 соответствуют различным плотностям энергоподвода в тепловом пятне. Можно видеть, что процесс взаимодействия теплового следа со сферой состоит из двух стадий: короткой стадии сжатия и протяженной стадии расширения. Полученные результаты качественно и количественно хорошо соответствуют экспериментальным данным [1].

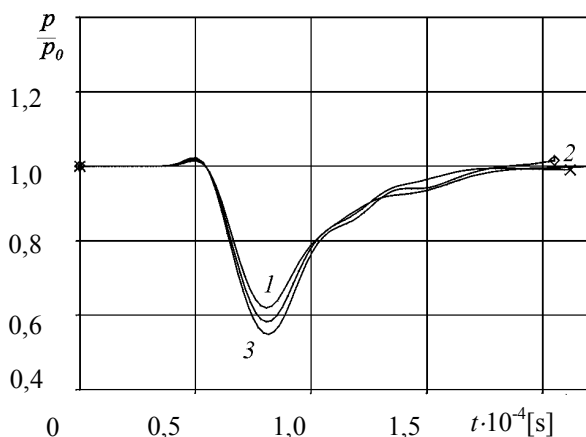


Рис. 3. Изменение давления в критической точке сферы от времени:

- 1 – $W_0 = 0,5$, $f = 0,00068$, эллипсоидное тепловое пятно, $k_2 = k_3 = 0,67$, $k_1 = 0,007$;
- 2 – $W_0 = 1,5$, $f = 0,00068$, эллипсоидное тепловое пятно, $k_2 = k_3 = 1$, $k_1 = 0,06$;
- 3 – $W_0 = 1,75$, $f = 0,00068$, эллипсоидное тепловое пятно, $k_2 = k_3 = 1$, $k_1 = 0,17$

На рис. 4 приведены поля равного уровня давления на поверхности сферы на момент времени $2 \cdot 10^{-4}$ с после теплового воздействия (здесь давление отнесено к давлению в набегающем потоке). Можно видеть, что к этому времени на поверхности сферы все еще существуют симметричные вихревые области.

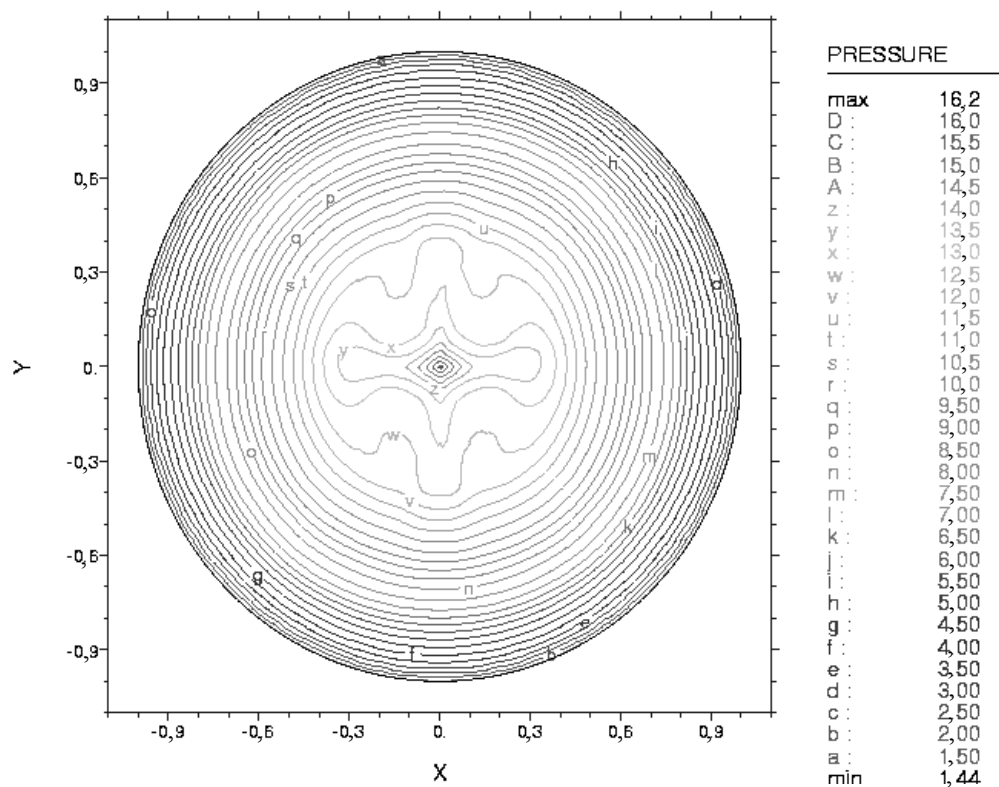


Рис. 4. Линии равного уровня давления на поверхности сферы в момент времени $2 \cdot 10^{-4}$ с после подвода энергии: $W_0 = 1,75$; $f = 0,00068$; эллипсоидное тепловое пятно; $k_2 = k_3 = 1$; $k_1 = 0,17$

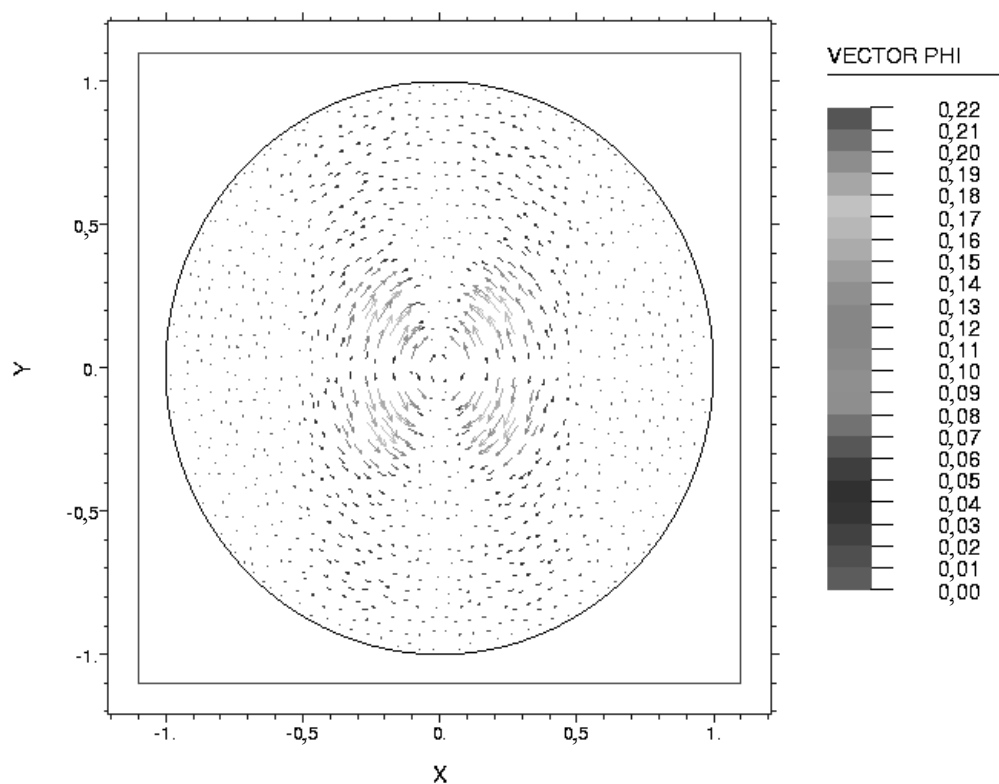


Рис. 5. Поля азимутальной компоненты скорости (в векторном виде) на поверхности сферы в момент времени $2 \cdot 10^{-4}$ с после подвода энергии: $W_0 = 1,75$; $f = 0,00068$; эллипсоидное тепловое пятно; $k_2 = k_3 = 1$; $k_1 = 0,17$

Параметры энергоподвода (как конфигурация теплового пятна, так и интенсивность энергоподвода) оказывают существенное влияние на перестройку течения, поскольку их комбинация определяет возможность либо течения с запирающим в источнике (с отсоединенной волной), либо без запирающего. Это существенным образом влияет на свойства следа за ним и соответственно на давление торможения и сопротивление конфигурации.

Энергоподвод в набегающий поток позволяет минимизировать нагрузки, вызванные ударно-волновым воздействием элементов конструкции летательных аппаратов.

Заключение

В результате проведенного численного моделирования установлено следующее:

- процесс взаимодействия теплового следа со сферой состоит из двух стадий: короткой сжатия и протяженной расширения;
- параметры энергоподвода (как конфигурация теплового пятна, так и интенсивность энергоподвода) оказывают существенное влияние на перестройку течения, а их комбинация существенным образом влияет на свойства следа и соответственно на давление торможения.

Применение энергоподвода для локального управления потоком потребует более низких мощностей, вкладываемых в поток. Эта более низкая требуемая мощность позволяет использовать системы производства энергии небольшого веса, то есть малые оптические лазеры или небольшие модули дугового разряда как соответствующие системы управления потоком.

Полученные результаты позволяют рассматривать использование энергоподвода как эффективного средства для решения локальных проблем сверхзвукового обтекания летательных аппаратов.

Литература

1. Adegren Russell G., Elliot Gregory S., Knight Doyle D., Zheltovodov Alexander A. and Beutner Thomas J. Energy deposition in supersonic flows, AIAA Paper, N 2001–0885, 2001.
2. Стабилизация оптического разряда в сверхзвуковом потоке аргона / Третьяков П.К., Грачев Г.П., Иванченко А.И., Крайнев В.А., Пономаренко А.Г., Тищенко В.Н. // Доклады Академии Наук. – 1994. – Т. 336, № 4. – С. 466 – 467.
3. Управление сверхзвуковым обтеканием тел с использованием мощного оптического пульсирующего разряда / Третьяков П.К., Гаранин А.Ф., Грачев Г.П., Крайнев В.А., Пономаренко А.Г., Тищенко В.Н., Яковлев В.И. // Доклады Академии Наук. – 1996. – Т. 351, № 3. – С. 339 – 340.
4. Bazyma L.A., Rashkovan V.M. The Stabilization Feature of the Supersonic Streamline of the Bodies with Cavities in the Presence of the Energy Supply Area in the Incident Gas Flow // 7TH INT SYMP ON FLUID CONTROL, MEASUREMENT AND VISUALIZATION, Sorrento, Italy, August 25 – 28, 2003.
5. Базыма Л.А. Влияние энергоподвода на структуру обтекания тела с полостью // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 1. – С. 49 – 54.
6. Гувернюк С.В., Самойлов А.Б. Об управлении сверхзвуковым обтеканием тел с помощью пульсирующего теплового источника // Письма в ЖТФ. – 1997. – Т. 23. – Вып. 9. – С. 1 – 8.
7. Численное решение многомерных задач в газовой динамике / Под ред. С.К. Годунова – М.: Наука, 1976. – 321 с.

Поступила в редакцию 14.04.04

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Н. Шупиков, ИПМаш НАН Украины, г. Харьков

УДК 539.3

В.А. БАЖЕНОВ, Є.С. ДЕХТЯРЮК, В.В. ОТРАШЕВСЬКА, М.В. ГОНЧАРЕНКО

*Київський національний університет будівництва і архітектури, Україна***СТАБІЛІЗАЦІЯ СТІЙКОСТІ СТАЛИХ КОЛИВАЛЬНИХ РЕЖИМІВ
ДИНАМІЧНИХ СИСТЕМ ПРИ КОМБІНОВАНОМУ ЗБУДЖЕННІ**

Вивчено питання, пов'язані з аналізом можливості стабілізації за допомогою додаткового випадкового збудження динамічних станів пружних систем, обумовлених детермінованим періодичним параметричним навантаженням. Розглянуто параметричне збудження, що є сумою гармонійного і експоненціально-корельованого гауссового випадкового збуджень. При певних параметрах додаткового випадкового навантаження має місце ефект стабілізації. Межі областей динамічної стійкості будуються, виходячи з означення стійкості відносно моментних функцій. Відповідні диференціальні рівняння для цих функцій одержано на основі апроксимації експоненціально-корельованого нормального випадкового процесу випадковим процесом з обмеженою кількістю станів. Результати досліджень порівняні з відповідними даними, отриманими на основі методу усереднення Стратоновича – Хасьмінського для стохастичних диференціальних рівнянь. Розглянуто задачу про динамічну стійкість кругової циліндричної оболонки при осьовому параметричному навантаженні.

динамічна стійкість, параметричний резонанс, періодично нестационарний процес, моментні функції, метод усереднення, області стійкості, радіус кореляції

Вступ

У роботі досліджується принципова можливість підвищення динамічної стійкості пружних систем за рахунок збудження додаткових випадкових вібрацій. Ці питання являються частиною загальної проблеми аналізу параметричних резонансів у динамічних системах. Параметричні коливання, що часто супроводжують вимушені коливання, схожі з ними за зовнішніми проявами, і тому можуть бути віднесені інженерами-практиками до звичайних резонансних коливань. Між тим в ряді випадків відомі методи демпфірування і віброізоляції можуть не знизити рівень впливу, при якому виникають параметричні коливання, або навіть призвести до протилежних результатів. Тому вивчення умов виникнення параметричних коливань є актуальною проблемою у машинобудуванні, транспорті і промисловому будівництві [1].

Систематичні положення теорії динамічної стійкості пружних систем при детерміністичному періодичному параметричному збудженні наведено в монографії В.В. Болотіна [1]. Аналогічні питання для стохастичних систем розглядались в роботах В.В. Болотіна [2], Р.Л. Стратоновича [3],

Р.З. Хасьмінського [4], М.Ф. Діментберга [5,6], В.І. Кляцкіна [7] та інших.

Вперше питання про можливість підвищення стійкості пружних систем за допомогою періодичних вібрацій було поставлене В.Н. Челомеем [8], який досліджував поведінку авіаційних конструкцій. Було показано, що дана проблема актуальна в цій галузі, оскільки такі типові для авіаційної техніки елементи, як циліндричні замкнені оболонки, панелі різного об'єму та інші, часто знаходяться під дією динамічного параметричного навантаження.

На принципову можливість підвищення стійкості за рахунок випадкових вібрацій вказано в роботах М.Ф. Діментберга і К.В. Фролова [9]. Аналогічні питання розглядались в дослідженнях S.T. Ariaratnam [10]. Але в указаних роботах були застосовані асимптотичні підходи, область використання яких обмежена.

В даній роботі для спеціального виду стохастичних параметричних навантажень викладено підхід, що не використовує асимптотичні методи. Це дозволяє отримати результати з контрольованою точністю. Як показано нижче, має місце істотне

розходження з результатами, отриманими за допомогою асимптотичного підходу [10].

1. Формулювання проблеми

У даній роботі досліджується вплив стохастичної складової параметричного навантаження на конфігурацію областей динамічної стійкості системи. У представлених дослідженнях використовується метод моментів, що передбачає складання детерміністичних рівнянь відносно моментів різних порядків на основі стохастичних рівнянь руху цієї системи. Задача формулюється таким чином. Розглядаються два вигляди параметричного збудження, яке діє на пружну механічну систему: гармонійне збудження і сума гармонійного і експоненціально-корельованого гауссового випадкового збуджень. Якщо при певних параметрах додаткового випадкового навантаження область динамічної стійкості, що відповідає комбінованому збудженню, ширше області динамічної стійкості, що відповідає детермінованому збудженню, то має місце ефект стабілізації, обумовлений додатковим стохастичним навантаженням.

2. Динамічна стійкість пружних систем при стохастичному параметричному навантаженні

Досліджується задача про стійкість параметричних коливань лінійних стохастичних систем у випадку, коли навантаження являє собою періодично нестационарний процес.

Нехай поведінка деформівної системи із скінченним числом степенів вільності описується системою рівнянь

$$M\ddot{u} + C\dot{u} + Ku + \varphi(t)K_{G_1}\bar{u} + \psi(t)K_{G_2}\bar{u} = 0, \quad (1)$$

де $u(t) = (u_1(t), u_2(t), \dots, u_n(t))^T$ – n -вимірний вектор динамічних змінних; M , C , K – матриці мас, демпфірування і жорсткості відповідно; K_{G_1} і K_{G_2} – матриці геометричної жорсткості, що відповідають різним типам параметричного впливу. У дея-

ких випадках матриці K_{G_1} і K_{G_2} можуть збігатися.

Функція $\varphi(t)$ визначає закон зміни в часі детерміністичної складової параметричного навантаження $\psi(t)$, яка є випадковою.

Досліджується стійкість тривіальних розв'язків стохастичної системи (1) за моментними функціями від динамічних змінних [2]. Процедура побудови диференціальних рівнянь відносно моментних функцій істотно залежить від вигляду випадкової складової $\psi(t)$. Якщо $\psi(t)$ – білий шум, то завдяки некорельованості розв'язку системи (1) і випадковості збудження $\psi(t)$ у збіжні моменти часу, побудова рівнянь відносно моментних функцій може бути виконана точно [11]. Якщо випадковий процес $\psi(t)$ має скінченний радіус кореляції, то при побудові зазначеної системи рівнянь використовуються наближені підходи, які базуються на методах усереднення нелінійної механіки [6] або формулюючих фільтрів [2]. При застосуванні першої групи методів для визначення меж областей динамічної стійкості конкретних стохастичних систем завжди відкритим залишається питання про коректність одержуваних результатів для заданого рівня випадкової складової параметричного навантаження. Методи другої групи ґрунтуються на переході до задачі з некорельованим зовнішнім впливом шляхом розширення фазового простору за рахунок включення в число фазових змінних складових зовнішнього навантаження. Для цього вплив за допомогою рівнянь формулюючого фільтра подається у вигляді реакції на білий шум, що приводить до нелінійної системи стохастичних диференціальних рівнянь. Через нелінійність послідовність рівнянь для моментних функцій стає нескінченною [2]. Проблема редукції нескінченних систем рівнянь до скінченних у випадку параметричного збудження вдалого вирішення не знайшла.

У даній роботі розглядається підхід, який дозволяє для експоненціально-корельованого збудження $\psi(t)$ переходити до розширеного фазового простору, залишаючись у рамках лінійної системи.

Це досягається за рахунок зображення випадкового процесу $\psi(t)$ у вигляді нескінченної суми статистично незалежних телеграфних сигналів [7]. При дослідженні стійкості складається нескінченна послідовність рівнянь для моментів відповідного порядку відносно динамічних змінних і добутоків динамічних змінних на доданки зазначеного зображення випадкового процесу $\psi(t)$. Редукція нескінченної послідовності в даному випадку проводиться природним чином – шляхом заміни у зображенні випадкового процесу $\psi(t)$ нескінченної суми скінченною. Збільшуючи число доданків у скінченній сумі, можна досліджувати збіжність обчислюваних оцінок і одержувати результат з контрольованою точністю.

2.1. Побудова моментних рівнянь

При побудові системи диференціальних рівнянь відносно моментних функцій певного порядку зручно переходити до фазових координат. У фазових координатах $\bar{x}(t) = (x_1(t), x_2(t), \dots, x_{2n}(t))^T = (u_1(t), u_2(t), \dots, u_n(t), \dot{u}_1(t), \dot{u}_2(t), \dots, \dot{u}_n(t))^T$ система (1) набуває вигляду

$$\frac{d\bar{x}}{dt} = A\bar{x}(t) + \varphi(t)B_1\bar{x}(t) + \psi(t)B_2\bar{x}(t), \quad (2)$$

де

$$A = \begin{pmatrix} 0 & E \\ -M^{-1}K & -M^{-1}C \end{pmatrix}, \quad B_1 = \begin{pmatrix} 0 & E \\ -M^{-1}K_{G_1} & 0 \end{pmatrix},$$

$$B_2 = \begin{pmatrix} 0 & E \\ -M^{-1}K_{G_2} & 0 \end{pmatrix};$$

E – одинична матриця розмірністю $n \times n$. Для системи (2) розглядається задача Коші з початковими умовами

$$\bar{x}(0) = \bar{x}_0, \quad (3)$$

де вектор $\bar{x}_0 = (x_{01}, x_{02}, \dots, x_{02n})^T$ вважається детермінованим.

Нижче техніка побудови рівнянь для моментних функцій від фазових змінних демонструється на прикладі моментів другого порядку. Спочатку

необхідно записати систему диференціальних рівнянь відносно добутоків фазових координат. Оскільки випадковий процес $\psi(t)$ має скінченний радіус кореляції, з урахуванням (2) і (3) ці диференціальні рівняння набирають вигляду

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}(\bar{x}(t)\bar{x}^T(t)) &= A(\bar{x}(t)\bar{x}^T(t)) + (\bar{x}(t)\bar{x}^T(t))A^T + \\ &+ \varphi(t)B_1(\bar{x}(t)\bar{x}^T(t)) + \varphi(t)B_1(\bar{x}(t)\bar{x}^T(t))B_1^T + \\ &+ \psi(t)B_2(\bar{x}(t)\bar{x}^T(t)) + \psi(t)B_2(\bar{x}(t)\bar{x}^T(t))B_2^T. \end{aligned} \quad (4)$$

Початкові умови розглядуваної задачі задаються виразом

$$\bar{x}(0)\bar{x}^T(0) = \bar{x}_0\bar{x}_0^T. \quad (5)$$

Система (4) являє собою матричний запис $(2n)^2$ скалярних диференціальних рівнянь. З них внаслідок симетрії матриці $\bar{x}(t)\bar{x}^T(t)$ незалежними є $n(2n+1)$ рівнянь. Далі для спрощення запису буде постійно використовуватися також матричне зображення. Перехід від матричного запису до незалежних скалярних рівнянь здійснюється за допомогою взаємно однозначного відображення $[\cdot]$ множини $\mathbf{F}$ симетричних матриць порядку $2n \times 2n$ на множину $\mathbf{H}$ $n(2n+1)$ -вимірних векторів, яке кожній матриці $F = \|f_{ij}\|_{i,j=1}^{2n} \in \mathbf{F}$ ставить у відповідність вектор $h = [F] = (f_{11}, f_{21}, \dots, f_{2n1}, f_{22}, f_{32}, \dots, f_{2n2n})^T \in \mathbf{H}$, який є прямою сумою розташованих не вище головної діагоналі послідовних підстовпців матриці F .

Шляхом усереднення (4) по ансамблю реалізацій випадкового процесу $\psi(t)$ можна записати систему матричних рівнянь відносно інших моментів:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}\langle \bar{x}(t)\bar{x}^T(t) \rangle &= A\langle \bar{x}(t)\bar{x}^T(t) \rangle + \langle \bar{x}(t)\bar{x}^T(t) \rangle A^T + \\ &+ \varphi(t)B_1\langle \bar{x}(t)\bar{x}^T(t) \rangle + \varphi(t)B_1\langle \bar{x}(t)\bar{x}^T(t) \rangle B_1^T + \\ &+ B_2\langle \psi(t)\bar{x}(t)\bar{x}^T(t) \rangle + B_2\langle \psi(t)\bar{x}(t)\bar{x}^T(t) \rangle B_2^T, \end{aligned} \quad (6)$$

де символом $\langle \cdot \rangle$ позначено операцію усереднення по ансамблю реалізацій випадкового процесу. Для системи (6) розглядається задача Коші з початковими умовами

$$\langle \bar{x}(t) \bar{x}^T(t) \rangle = \bar{x}_0 \bar{x}_0^T. \quad (7)$$

Система (6) незамкнена відносно інших моментів

$$\langle \bar{x}(t) \bar{x}^T(t) \rangle = \mathbf{m}_2 = \|m_{ij}\|_{i,j}^{2n} = \left\| \langle \bar{x}(t) \bar{x}^T(t) \rangle \right\|_{i,j=1}^{2n},$$

тому що містить нові невідомі функції

$$\langle \psi(t) \bar{x}(t) \bar{x}^T(t) \rangle = \left\| \langle \psi(t) \bar{x}_i(t) \bar{x}_j^T(t) \rangle \right\|_{i,j=1}^{2n}. \text{ Ці функції є}$$

кореляціями в момент t випадкового процесу $\psi(t)$ з розв'язком задачі Коші для системи (4), (5), компоненти якого є функціоналами від цього процесу в інтервалі $[0, t]$. Саме наявність цих нових невідомих у кожному наступному рівнянні приводить до нескінченної послідовності моментних рівнянь. При розв'язанні конкретних задач нескінченну послідовність необхідно редукувати до скінченної.

2.2. Динамічна стійкість при експоненціально-корельованому параметричному навантаженні

Коли $\psi(t)$ є експоненціально-корельованим нормальним випадковим процесом з кореляційною функцією

$$K(\tau) = \sigma_0^2 e^{-\alpha|\tau|}, \quad (8)$$

проблема редукції вирішується у такий спосіб. Відомо [7], що такий процес може бути апроксимований випадковим процесом зі скінченим числом станів. Тому можна одержати скінченні послідовності моментних рівнянь, які наближають нескінченні послідовності рівнянь. Ця апроксимація здійснюється за допомогою телеграфних процесів. Телеграфний процес $\xi(t)$ визначається формулою

$$\xi(t) = a(-1)^{n(0,t)}, \quad (9)$$

де a – детермінована величина, $n(t_1, t_2)$ – пуассонівський стаціонарний потік, що описує число стрибків в інтервалі. Такий процес послідовно набуває одного з двох значень: a або $-a$. Середнє число стрибків в одиницю часу позначимо через ν .

Зазначена апроксимація здійснюється за допомогою такого зображення:

$$\psi_N(t) = \xi_1(t) + \xi_2(t) + \dots + \xi_N(t), \quad (10)$$

де $\xi_i(t)$ – незалежні телеграфні процеси, що визна-

чаються співвідношенням (9) при $a = \frac{\sigma_0}{\sqrt{N}}$ і $\nu = \alpha$.

Взаємно кореляційна матриця процесів $\xi_i(t)$ має вигляд

$$\langle \xi_i(t) \xi_j(t + \varepsilon) \rangle = \delta_{ij} \frac{\sigma_0^2}{N} e^{-\alpha|\varepsilon|}, \quad (11)$$

де δ_{ij} – символ Кронекера. При $N \rightarrow \infty$ випадковий процес $\psi_N(t) \rightarrow \psi(t)$.

Нехай $\bar{x}_N(t) \bar{x}_N^T(t)$ є розв'язком задачі Коші (4), (5), в якій параметричне збудження $\psi(t)$ замінено апроксимацією $\psi_N(t)$. Для $\langle \bar{x}_N(t) \bar{x}_N^T(t) \rangle$ записується система, аналогічна (6), у якій будуть нові невідомі $\langle \psi_N(t) \bar{x}_N(t) \bar{x}_N^T(t) \rangle$. Для $\bar{x}_N(t) \bar{x}_N^T(t)$ справедливе таке правило винесення операції диференціювання з-під знака усереднення [7]:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \langle \xi_1(t) \dots \xi_k(t) \bar{x}_N(t) \bar{x}_N^T(t) \rangle = \\ = \left\langle \xi_1(t) \dots \xi_k(t) \frac{d}{dt} \bar{x}_N(t) \bar{x}_N^T(t) \right\rangle - \\ - \alpha k \langle \xi_1(t) \dots \xi_k(t) \bar{x}_N(t) \bar{x}_N^T(t) \rangle \quad (k=1, 2, \dots, N). \end{aligned} \quad (12)$$

Враховуючи це, відносно вказаних нових невідомих можна записати нову систему рівнянь з відповідними початковими умовами. У цю систему крім $\langle \bar{x}_N(t) \bar{x}_N^T(t) \rangle$ і $\langle \psi_N(t) \bar{x}_N(t) \bar{x}_N^T(t) \rangle$ увійдуть свої нові невідомі, відносно яких, ґрунтуючись на співвідношенні (12), можна записати нову систему рівнянь з відповідними початковими умовами і т.д. Через незалежність випадкових процесів $\xi_k(t)$ ($k = 1, 2, \dots, N$) у рівнянні, яке буде записане на N -му кроці, нові невідомі не з'являться. Таким чином, скінченна послідовність рівнянь буде замкненою.

Сказане вище записується таким чином. Визначається послідовність $N+1$ матриць:

$$\mathbf{m}_{02}(t) = \langle \bar{x}_N(t) \bar{x}_N^T(t) \rangle,$$

$$\begin{aligned}
 \mathbf{m}_{12}(t) &= \langle \xi_1(t) \bar{x}_N(t) \bar{x}_N^T(t) \rangle, \\
 \mathbf{m}_{22}(t) &= \langle \xi_1(t) \xi_2(t) \bar{x}_N(t) \bar{x}_N^T(t) \rangle, \\
 &\dots\dots\dots \\
 \mathbf{m}_{k2}(t) &= \langle \xi_1(t) \xi_2(t) \dots \xi_k(t) \bar{x}_N(t) \bar{x}_N^T(t) \rangle, \\
 &\dots\dots\dots \\
 \mathbf{m}_{N2}(t) &= \langle \xi_1(t) \xi_2(t) \dots \xi_N(t) \bar{x}_N(t) \bar{x}_N^T(t) \rangle. \quad (13)
 \end{aligned}$$

Відносно цих матриць з урахуванням (4) і (12) записується послідовність матричних рівнянь:

$$\begin{aligned}
 \frac{d}{dt} \mathbf{m}_{02} &= (A + \varphi(t) B_1) \mathbf{m}_{02} + \mathbf{m}_{02} (A^T + \\
 &\quad + \varphi(t) B_1) \mathbf{m}_{N2} + \mathbf{m}_{N2} (A^T + \varphi(t) B_1^T) \\
 &\dots\dots\dots \\
 \frac{d}{dt} \mathbf{m}_{k2} &= \frac{k \sigma_0^2}{N} (B_2 \mathbf{m}_{(k-1)2} + \mathbf{m}_{(k-1)2} B_2^T) + \\
 &\quad + (A - \alpha k E + \varphi(t) B_1) \mathbf{m}_{k2} + \mathbf{m}_{k2} (A^T + \varphi(t) B_1^T) + \\
 &\quad + (N - k) (B_2 \mathbf{m}_{(k+1)2} + \mathbf{m}_{(k+1)2} B_2^T), \\
 &\quad (k=1, 2, \dots, N-1), \\
 &\dots\dots\dots \\
 \frac{d}{dt} \mathbf{m}_{N2} &= \sigma_0^2 (B_2 \mathbf{m}_{(N-1)2} + \mathbf{m}_{(N-1)2} B_2^T) + (A - \alpha N E + \\
 &\quad + \varphi(t) B_1) \mathbf{m}_{N2} + \mathbf{m}_{N2} (A^T + \varphi(t) B_1^T), \quad (14)
 \end{aligned}$$

де E – одинична матриця розмірністю $2n \times 2n$. Для матриць-функцій (13) визначаються початкові умови:

$$\mathbf{m}_{02}(0) = \bar{x}_0 \bar{x}_0^T, \quad \mathbf{m}_{k2}(0) = 0, \quad (k = 1, 2, \dots, N). \quad (15)$$

Система (14) має блокову тридіагональну структуру.

Таким чином, питання про стійкість тривіальних розв'язків системи (2) у середньоквадратичному зводиться до стійкості тривіальних розв'язків детерміністичної системи (14). Одержувана точність оцінки критичного рівня збудження, взагалі кажучи, залежить від N . Тому при аналізі стійкості розглядається система (14) з послідовним збільшенням N , поки не буде досягнуто збіжності оцінки рівня критичного збудження.

Отже, за рахунок розширення фазового простору при переході від матриці $\mathbf{m}_2(t)$ до системи матриць

$\mathbf{m}_{k2}(t)$ ($k = 0, 1, \dots, N$) питання про стійкість тривіальних розв'язків системи (6) зводиться до питання

про стійкість системи (14). Аналогічний перехід від моментних функцій

$$\mathbf{m}_r(t) = \langle x_i(t) x_j(t) \dots x_l(t) \rangle$$

до моментних функцій

$$\mathbf{m}_{kr}(t) = \langle \xi_1(t) \xi_2(t) \dots \xi_k(t) x_i(t) x_j(t) \dots x_l(t) \rangle$$

може бути реалізований при дослідженні стійкості тривіального розв'язку системи (2) за сукупністю моментних функцій $\mathbf{m}_r$ при $r > 2$. Тут має місце така проблема: перехід від моментних функцій $\mathbf{m}_2(t)$ до $\mathbf{m}_{k2}(t)$ може розширити в просторі параметрів зовнішнього навантаження області стохастичної нестійкості, що може призвести до завищення значення рівня критичного параметричного впливу. У силу нерівності Буняковського – Шварца для парних r такого розширення не відбувається.

Структура детерміністичної системи

$$\frac{d\bar{w}}{dt} = G(t) \bar{w}, \quad (16)$$

до якої зводиться розглянута задача про стохастичну стійкість (2), не залежить від вигляду функції $\varphi(t)$. В системі (16) координати вектора

$$\bar{w} = (w_1, w_2, \dots, w_l)^T$$

є компонентами системи матриць

$$\mathbf{m}_{0r}, \mathbf{m}_{1r}, \dots, \mathbf{m}_{Nr}.$$

У даній роботі за $\varphi(t)$ приймається $\frac{2\pi}{\omega}$ - періодична функція. У цьому випадку матриця $G(t)$ розмірністю $p \times p$ має $\frac{2\pi}{\omega}$ - періодичні коефіцієнти.

Для оцінки характеристичних показників h системи (16) за допомогою редукції здійснюється перехід до вирішення алгебричної проблеми на власні значення системи скінченного порядку

$$\det(K^* - hE^*) = 0, \quad (17)$$

де E^* і K^* – редуковані матриці.

Відзначимо ще раз характерну рису розглянутого підходу: може бути здійснена його чисельна реалізація у вигляді послідовності таких обчислювальних процедур, які допускають контроль точності одержуваних оцінок.

2.3. Стабілізація стійкості динамічних систем

У даній роботі викладений підхід застосовується для дослідження можливості стабілізації за допомогою додаткового випадкового збудження динамічних станів, обумовлених детермінованим періодичним параметричним навантаженням пружних систем.

Спочатку досліджується стійкість тривіальних розв'язків стохастичного аналога рівняння Мат'є – Хілла:

$$\frac{d^2 u}{dt^2} + 2\varepsilon\xi\omega_0 \frac{du}{dt} + \omega_0^2 \left[1 + \varepsilon h \sin \omega t + \varepsilon^{1/2} \psi(t) \right] u = 0, \quad (18)$$

де $\psi(t)$ – експоненціально-корельований центрований випадковий процес з кореляційною функцією (8), ε – малий параметр, що характеризує інтенсивність гармонійного й випадкового збуджень, а також рівень демпфірування в системі. Подібна задача розглядалася в [10]. У цій роботі за допомогою принципу усереднення в сполученні з методом марковських процесів вихідна стохастична система (18) на підставі теореми Стратоновича – Хасьмінського [6] зводиться до системи двох укорочених стохастичних рівнянь у розумінні Іто. Далі з використанням некорельованості розв'язків стохастичних диференціальних рівнянь з випадковим збудженням у момент часу t будується система детермінованих диференціальних рівнянь відносно моментних функцій, за допомогою якої досліджується задача стійкості [6].

На рис. 1 при $\varepsilon = 0,1$, $\xi = 0,1$ і дисперсії $\sigma_0^2 = 2$ випадкового процесу $\psi(t)$ для різних значень радіуса кореляції $\rho = \frac{1}{\alpha}$ в координатах

$\left(h, \bar{\omega} = \frac{\omega}{2\omega_0} \right)$ показано межі області стійкості в середньоквадратичному, одержані методом усереднення (пунктирна лінія) і за допомогою викладеної методики (суцільна лінія).

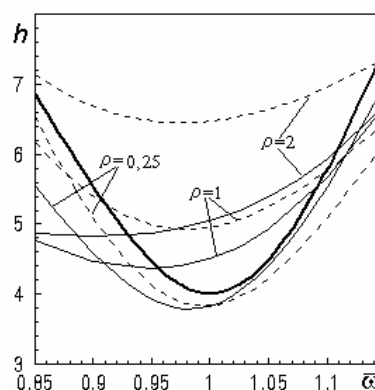


Рис. 1. Межі областей динамічної стійкості при $\varepsilon = 0,1$, $\xi = 0,1$, $\sigma_0^2 = 2$

Для кожної межі вказано відповідне значення радіуса кореляції ρ . Для $\rho = 0,25$ значення N у вигляді (10), при якому досягається збіжність оцінки, дорівнює 5, для $\rho = 1$ $N = 30$, для $\rho = 2$ $N = 35$. Товстою лінією на рисунку показано межу області динамічної стійкості за відсутності випадкового збудження. Хоча кількісно оцінки меж області стійкості, отримані за допомогою двох зазначених підходів, відрізняються, якісно вони збігаються. При значеннях радіуса кореляції додаткового випадкового збудження $\rho = 1$ і $\rho = 2$ критичне значення h при комбінованому параметричному навантаженні вище, ніж при гармонійному, тобто має місце ефект стабілізації.

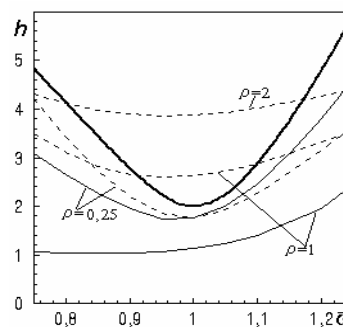


Рис. 2. Межі областей динамічної стійкості при $\varepsilon = 0,2$, $\xi = 0,5$ і $\sigma_0^2 = 2$

На рис. 2 показано аналогічні результати для $\varepsilon = 0,2$, $\xi = 0,5$ і $\sigma_0^2 = 2$, при цьому значення параметра загасання ($\varepsilon\xi = 0,1$) в обох задачах однакові.

Для таких значень параметрів результати, отримані за допомогою двох зазначених методик, відрізняються не тільки кількісно, але і якісно. При використанні методики, що ґрунтується на застосуванні апроксимації (10), зі збільшенням радіуса кореляції ρ випадкового процесу $\psi(t)$ критичні значення параметра модуляції h зменшуються, а при $\rho = 2$ відповідний динамічний стан нестійкий навіть за відсутності гармонійної складової параметричного збудження ($h = 0$). Отже, при даному значенні ε ефект стабілізації не спостерігається. У той же час результати, отримані методом усереднення, вказують на можливість стабілізації.

Істотна розбіжність результатів при $\varepsilon = 0,2$ пояснюється тим, що для розглядуваної задачі таке значення ε недостатньо мале. Ця ситуація є типовою при застосуванні методу усереднення. Вказана теорема стверджує, що розв'язок вихідної стохастичної задачі зводиться до розв'язку укороченої системи при $\varepsilon \rightarrow 0$, між тим у кожній прикладній задачі доводиться мати справу з деяким скінченним значенням ε . Таким чином, строго встановлені локальні результати фактично використовуються нелояльно. Зроблене зауваження не применшує значення методів усереднення для розв'язання нелінійних задач статистичної динаміки. Застосування двох зазначених методів розв'язання розглянутої задачі сприяє взаємному обґрунтуванню одержуваних результатів, а також дає істотну додаткову інформацію про аналітичну природу розв'язку.

2.4. Динамічна стійкість замкненої кругової циліндричної оболонки

Досліджувалася також можливість стабілізації за допомогою додаткового випадкового збудження динамічних станів оболонок, обумовлених

детермінованим параметричним навантаженням. Вивчалася динамічна стійкість замкненої кругової циліндричної оболонки, шарнірно обертої по контуру. Закріплення допускає вільний зсув країв у поздовжньому напрямку і перешкоджає зсуву в дуговому. По торцях оболонки прикладено рівномірно розподілене параметричне навантаження $p(t) = p_0 \sin \omega t + \mu \psi(t)$, де $\psi(t)$ – експоненціально-корельований випадковий процес з одиничною дисперсією. Якщо подати розв'язок системи трьох диференціальних рівнянь у частинних похідних, що описує деформацію оболонки, у вигляді ряду по власних формах коливань, то нескінченна система звичайних диференціальних рівнянь відносно уза-

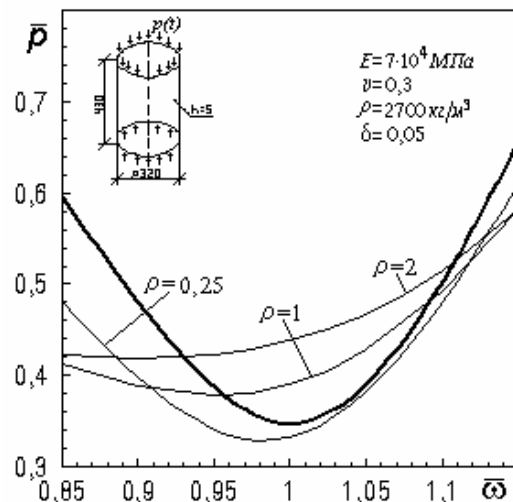


Рис. 3. Межі областей динамічної стійкості циліндричної оболонки

гальнених координат розпадеться на незв'язані групи по три рівняння (узагальнений особливий випадок [12]). У рамках кожної групи рівняння зв'язані. Але внаслідок того, що в кожній групі зведена матриця мас і матриця геометричної жорсткості відрізняються тільки множителем, можна за допомогою перетворення координат у межах групи перейти до системи трьох рівнянь типу Мат'є – Хілла, що розпадається.

Розглядалася оболонка, геометричні характеристики, а також фізичні параметри (модуль пружності E , щільність ρ , коефіцієнт Пуассона ν і

логарифмічний декремент коливань δ) якої наведені на рис. 3.

У координатах $\left(\bar{p} = \frac{p_0}{p_{кр}}, \bar{\omega} = \frac{\omega}{2\omega_0} \right)$, де

$$p_{кр} = 0,605E \frac{h^2}{R} \quad [13], \quad \omega_0 = 4764,205 \frac{1}{c} - \text{мінімальна}$$

частота власних коливань розглянутої оболонки, зображено границі областей динамічної стійкості для різних значень радіуса кореляції ρ при інтенсивності додаткового випадкового збудження

$$\mu = \frac{\mu}{p_{кр}} = 0,375. \text{ Товстою лінією зображено межу}$$

області динамічної стійкості при гармонійному параметричному впливі ($\mu = 0$). З рисунка видно, що при додаткових стохастичних навантаженнях з радіусами кореляції $\rho = 1$ і $\rho = 2$ має місце ефект стабілізації.

Висновки

У даній роботі досліджувалася можливість стабілізації за допомогою додаткового випадкового збудження динамічних станів пружних систем, обумовлених детермінованим періодичним параметричним впливом. При цьому розглядався спеціальний вигляд додаткового стохастичного навантаження $\psi(t)$ — експоненціально-корельований випадковий процес. Ці дослідження базуються на зображенні (10) для таких випадкових процесів. Для ширшого класу випадкових процесів такий підхід непридатний, і необхідно використовувати більш універсальний підхід, що ґрунтується на формулі Фурутцу — Новікова для розщеплення середнього добутку двох функціоналів [14].

Література

1. Болотин В.В. Динамическая устойчивость упругих систем. — М.: Гостехиздат, 1956. — 600 с.
2. Болотин В.В. Случайные колебания упругих систем. — М.: Наука, 1979. — 336 с.

3. Стратонович Р.Л. Условные марковские процессы. — М.: МГУ, 1966.

4. Хасьминский Р.З. Предельная теорема для решений дифференциальных уравнений со случайной правой частью // Теория вероятностей и ее применения. — 1966. — Т. 11. — № 3.

5. Диментберг М.Ф. Нелинейные стохастические задачи механических колебаний. — М.: Наука, 1980.

6. Диментберг М.Ф. Случайные процессы в динамических системах с переменными параметрами. — М.: Наука, 1989. — 176 с.

7. Кляцкин В.И. Стохастические уравнения и волны в случайно неоднородных средах. — М.: Наука, 1980. — 336 с.

8. Челомей В.Н. Динамическая устойчивость элементов авиационных конструкций. — М.: Редиздат Аэрофлота, 1939. — 79 с.

9. Диментберг М.Ф., Фролов К.В. Колебания системы с одной степенью свободы при действии периодической силы и изменении собственной частоты по случайному закону // Машиноведение. — 1966. — № 4.

10. Ariaratnam S.T., Tam D.S. Parametric random excitation of a damped Mathieu oscillator // ZAMM, 56, 1976. — P. 449 — 452.

11. Стійкість динамічних систем при періодично нестационарному параметричному навантаженні / В.А. Баженов, М. Бусетта, Є.С. Дехтярюк, В.В. Отрашевська // Опір матеріалів і теорія споруд. — К.: КНУБА. — 2002. — № 71. — С. 21 — 29.

12. Вибрации в технике. — М.: Машиностроение, 1978. — Т. 1. — 352 с.

13. Вольмир А.С. Устойчивость упругих систем. — М.: Физматгиз, 1963. — 880 с.

14. Дехтярюк Є.С., Гераймович Ю.Д. Використання марковських і надмарковських наближень при дослідженні динамічної стійкості пружних систем // Опір матеріалів і теорія споруд. — К.: КНУБА. — 2002. — № 71. — С. 30 — 46.

Надійшла до редакції 05.02.04

Рецензент: д-р техн. наук О.Л. Синявський, Національний університет “Києво-Могилянська Академія”, м. Київ

УДК 623.46.001:533.6.011

В.В. КУЛАЛАЕВ*Национальный аэрокосмический университет им Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ОЦЕНКА СНИЖЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОПТИЧЕСКИХ ПОИСКОВЫХ И СЛЕДЯЩИХ СИСТЕМ В УСЛОВИЯХ ПРИМЕНЕНИЯ ИСКУССТВЕННЫХ ОРГАНИЗОВАННЫХ ПОМЕХ

Представлены основы построения теоретической оценки снижения потенциальной эффективности оптических поисковых и следящих систем в условиях применения искусственных организованных оптических помех для защиты летательных аппаратов различного назначения. Введена система критериев оценки и определены условия событий срыва процессов обнаружения и сопровождения оптическими системами объектов, излучающих искусственные оптические помехи с определением соответствующих вероятностей указанных событий.

поисковая система, следящая система, оптические помехи, устройство противодействия

С момента создания эффективных оптических систем поиска и сопровождения различных объектов, излучающих в оптическом диапазоне, в условиях закрытости и конкуренции ведутся работы по разработке устройств противодействия (УП) этим системам путем создания искусственных организованных помех в пространственном канале обратной кинематической связи между объектом и системой поиска и сопровождения (далее система). Обзор работ по состоянию данного вопроса можно найти в работах [1 – 4]. В СССР научные работы указанного направления велись по правительственным программам, начиная с 1991 года автор данной работы проводит исследования в Украине по собственной инициативе, хотя актуальность проблемы не вызывает сомнений [1, 2, 4].

Таким образом, **целью статьи** является обобщение результатов накопленного опыта данного научного направления и разработка системного подхода к снижению эффективности оптических поисковых и следящих систем в условиях излучения объектом (с помощью УП) искусственных организованных помех в канале кинематической обратной связи между объектом и системой.

Введем некоторые определения. Под противодействием системам будем понимать генерирование пространственно-модулированных оптических помех со стороны объекта (УП) по закону

$$F_{\Pi}(x, y, z, \tau), \quad (1)$$

где x, y, z – пространственные координаты;

τ – текущее время.

Помеха генерируется с определенной интенсивностью оптического излучения с коэффициентом

$$K_{\Pi} = \Phi_{\Pi\Xi} / \Phi_{O\Xi} \in]0; N], \quad (2)$$

где N – действительное число;

K_{Π} – коэффициент интенсивности излучения модулированной оптической помехи;

$\Phi_{\Pi\Xi}$ – лучистый поток от помехового источника УП;

$\Phi_{O\Xi}$ – стационарный лучистый поток от объекта в пространстве предметов без помехового излучения.

Считаем, что источник оптических помех (устройство) и объект совмещены в пространстве предметов.

Под срывом работы системы будем понимать процесс, происходящий в системе под воздействием оптической помехи УП в течение времени $\Delta\tau_{\Pi}$,

после которого система не может выполнить поставленную задачу с определенной вероятностью $P_{срв}(\lambda_1)$, где λ_1 – параметр, определяющий процесс срыва.

Таким образом, рассматривается следующая пространственная модель взаимодействия: объект, совмещенный с УП в пространстве предметов и на некотором заданном расстоянии L от него, и система, которые связаны единственным каналом – кинематическим пространственным звеном обратной связи [5, 6].

На основании принятой модели и применяя принцип суперпозиции [5 – 9] выражение, определяющее суммарный поток излучения от объекта, совмещенного с УП, имеет вид

$$\begin{aligned}\bar{\Phi}_{OB}(\tau) &= 1 + K_{\Pi} F_{\Pi}(*, \tau), \\ \bar{\Phi}_{OB}(\tau) &= \frac{\Phi_{OB}(\tau)}{\Phi_{OЭ}}.\end{aligned}\quad (3)$$

Здесь $\Phi_{OЭ}$ – лучистый поток от объекта без помехового оптического сигнала ($F_{\Pi}(*, \tau) = 0$);

* – x, y, z – принято для удобства записи.

Система через пространственное звено обратной кинематической связи воспринимает поток лучистой информации от объекта в виде

$$\bar{\Phi}_C(\tau) = (1 + K_{\Pi} F_{\Pi}(*, \tau)) f_C(\tau), \quad (4)$$

где $f_C(\tau)$ – закон обработки лучистой информации от объекта, заложенный в систему.

Если оптическая помеха, генерируемая УП, находится в области длин волн, которые не поддаются селекции системой, то помеховый оптический сигнал проходит в электронный блок (ЭБ) управления системой [5, 6]. Тогда оптическая помеховая составляющая определяется выражением

$$\Delta \bar{\Phi}_{\Pi}(\tau) = K_{\Pi} F_{\Pi}(*, \tau) f_C(\tau), \quad (5)$$

соответственно при постоянном импедансе ЭБ системы [6], электрический помеховый сигнал управления системы имеет вид

$$\Delta \bar{U}_{\Pi}(\tau) = K_{ЭБ} K_{\Pi} F_{\Pi}(*, \tau) f_C(\tau), \quad (6)$$

где $K_{ЭБ}$ – коэффициент адекватного преобразования суммарного оптического сигнала в электрический сигнал управления в ЭБ системы.

Очевидно, что максимальный помеховый сигнал определяется после решения уравнения

$$\frac{d\Delta \bar{U}_{\Pi}(\tau)}{d\tau} = 0. \quad (7)$$

Тогда справедливы соотношения:

$$\begin{aligned}\frac{d}{d\tau}(F_{\Pi}(*, \tau) f_C(\tau)) &= 0; \\ F_{\Pi}(*, \tau) f_C(\tau) &= const.\end{aligned}\quad (8)$$

Решая уравнение

$$\frac{dF_{\Pi}(*, \tau)}{d\tau} f_C(\tau) + \frac{df_C(\tau)}{d\tau} F_{\Pi}(*, \tau) = 0,$$

находим, что

$$F_{\Pi}(*, \tau) f_C(\tau) = 1, 0, \quad (9)$$

и далее

$$\frac{dF_{\Pi}(*, \tau)}{d\tau} = -\frac{1}{f_C^2(\tau)} \frac{df_C(\tau)}{d\tau}. \quad (10)$$

Анализ соотношений (5) и (6) приводит к следующим промежуточным выводам:

– в систему можно подать через пространственное кинематическое звено обратной связи помеховый оптический сигнал в ее рабочем диапазоне длин волн $\Delta \lambda_i$;

– помеховый управляющий сигнал в ЭБ системы будет наибольшим при выполнении условия (9), которое одновременно позволяет оценить вид закона модуляции оптического помехового сигнала устройства $F_{\Pi}(*, \tau)$ при известном законе $f_C(\tau)$;

– в линейных системах управления [5, 6, 9] вероятностные события прохождения помехового управляющего сигнала подчиняются закономерностям, определенным зависимостью (10).

Известно, что в поисковых и следящих оптических системах используется аппаратура

обнаружения и определения положения в пределах поля зрения системы медленно движущихся объектов в плоскости предметов, а также аппаратура, точно отслеживающая координаты объекта. В данной работе следящая система рассматривается как разновидность или специализированный вид поисковой системы [5]. Таким образом, рассматриваемая в нашем случае система отвечает требованиям поисковой и следящей систем, т.е. в автоматическом режиме производится обнаружение цели и слежение за ней (имеется в виду наличие управляющей системы для перемещения оптической оси системы и соответственно поля зрения вслед за движением объекта с устройством, генерирующим оптический помеховый сигнал [6]).

При воздействии оптического помехового сигнала возможны случаи искажения управляющих сигналов в системе, при которых она входит в режим процесса срыва обнаружения и сопровождения объекта. При этом параметр управления системой может принимать критическое значение $(\Delta \bar{U}_{кр}^{\Pi})$, при котором дальнейшее выполнение задачи системы не может быть осуществлено [2].

Введем критерий оценки снижения вероятности обнаружения объекта системой под воздействием организованной оптической помехи УП в виде

$$m_k(\tau) = 1 + K_{\Pi} F_{\Pi}(*, \tau). \quad (11)$$

Тогда пороговая чувствительность системы к обнаружению может быть определена соотношением [5, с. 384]

$$D_C - \left(\frac{S}{N} \right)_0 \left(\int_0^{\infty} \Phi'_{OB}(\lambda) d\lambda \right)^{-1.0}, \quad (12)$$

где $\left(\frac{S}{N} \right)_0$ – паспортное отношение полезного сигнала к естественному шуму, необходимое для

эффективной работы системы $(1 < \left(\frac{S}{N} \right)_0 < 8$ [6]). С

учетом зависимости (11) выражение (12) приводится к виду, удобному для исследований:

$$D_C(\tau) = \left(\frac{S}{N} \right)_0 \left(m_k(\tau) \int_0^{\infty} \Phi'_{OЭ}(\lambda) d\lambda \right)^{-1.0}. \quad (13)$$

В зависимостях (12) и (13) $\Phi'_{OB}(\lambda)$ и $\Phi'_{OЭ}(\lambda)$ относятся к входному зрачку системы.

Вероятность обнаружения получим, преобразовав эмпирическую модель [8, 9] обнаружения цели, предложенную в конце 70-х годов прошлого века в виде

$$P_{OB}(\lambda) = P_{\infty} (1 - \exp\{-\lambda\}), \quad (14)$$

где P_{∞} – вероятность обнаружения при идеальных условиях и бесконечной экспозиции системы $(\tau \rightarrow \infty)$;

λ – параметр обнаружения объекта, равный $\lambda = \frac{\tau}{\alpha \tau_0}$ (τ – текущее время; α – коэффициент), определяющий обзор пространства предметов системой $(\alpha \leq 1, 0)$;

τ_0 – паспортное время обнаружения объекта системой.

Тогда вероятность обнаружения объекта системой в условиях генерирования помех УП определяется формулой

$$P_{OB}^{\Pi}(\lambda) = P_{\infty} \left[1 - \exp\left\{ -\frac{\tau}{\alpha \tau_0 m_k(\tau)} \right\} \right]. \quad (15)$$

Для оценки эффективности противодействия системе генерированными оптическими помехами УП, пространственно совмещенному с объектом, удобно использовать выражение

$$\Delta P_{OB}(\tau) = P_{OB}(\tau) - P_{OB}^{\Pi}(\tau), \quad (16)$$

где индексом "П" обозначена помеховая величина.

Изменение вероятности обнаружения объектов P_{OB}^{Π} от времени наблюдения представлено на рис. 1.

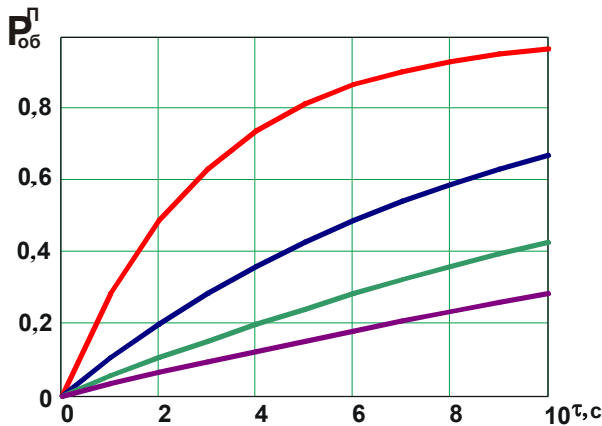


Рис. 1. Изменение вероятности обнаружения объекта системой под воздействием оптических помех УП в зависимости от времени наблюдения: линии сверху вниз соответствуют расчетам при значении критерия $m_k = 1, 3, 6, 8$

Изменение дальности обнаружения объекта системой в условиях модулированных помеховых оптических сигналов УП предлагается рассчитывать по зависимости

$$L^{\Pi}(\tau) = L \sqrt{\frac{1}{m_k(\tau)}}, \quad (17)$$

где L — дальность обнаружения объекта системой без организованных помеховых оптических сигналов УП.

Срыв рабочих процессов системы оценим введением критерия срыва в виде

$$\begin{aligned} K_{срв}(\tau) &= \frac{\overline{U}_{\Pi}(\tau)_i}{\overline{U}(\tau)_i} = \\ &= \frac{\overline{U}(\tau)_i + \Delta \overline{U}_{\Pi}(\tau)_i}{\overline{U}(\tau)_i} = \\ &= 1 + \frac{\Delta \overline{U}_{\Pi}(\tau)_i}{\overline{U}(\tau)_i}, \end{aligned} \quad (18)$$

где $\overline{U}(\tau)_i$ — i -й приведенный параметр управления системой без влияния организованных оптических помех (ООП);

$\overline{U}_{\Pi}(\tau)_i$ — i -й приведенный помеховый параметр управления системой с учетом ООП;

$\Delta \overline{U}_{\Pi}(\tau)_i$ — i -я помеховая составляющая управляющего сигнала системы, которая может

принять срывное (критическое) значение.

С учетом закона обработки суммарного оптического сигнала (4), принятого системой по заданному закону $f_C(\tau)$ для дальнейшего управления, зависимость (18) можно привести к виду

$$K_{срв}(\tau) = 1 + \frac{\tau_{\Gamma}}{\Delta \tau_{\Pi}} K_{\Pi} F_{\Pi}(*, \tau). \quad (19)$$

Здесь $\Delta \tau_{\Pi}$ — промежуток времени воздействия модулированной (организованной) оптической помехи УП на входной зрачок системы, с; τ_{Γ} — постоянная времени системы, с.

Таким образом, введенный критерий срыва рабочего процесса системы физически является приведенным временем, подчиняющимся функциональной зависимости вида

$$K_{срв}(\tau) = f\left(\frac{\tau_{\Gamma}}{\Delta \tau_{\Pi}}; K_{\Pi}; F_{\Pi}(*, \tau)\right). \quad (20)$$

Анализ зависимостей (19) и (20) приводит к следующим выводам:

- критерий срыва пропорционален величине $\frac{\tau_{\Gamma}}{\Delta \tau_{\Pi}}$, которая характеризует техническое совершенство системы (τ_{Γ}) и эффективность устройства противодействия (УП) величиной $\Delta \tau_{\Pi}$, с;
- критерий срыва определяет энергетические параметры УП величиной K_{Π} ;
- критерий срыва позволяет провести оценку эффективности принятого закона модуляции оптической помехи УП $F_{\Pi}(*, \tau)$, который, в свою очередь, наряду с техническими решениями определяет величину $\Delta \tau_{\Pi}$.

Вероятность срыва рабочего процесса системы под воздействием модулированных оптических помех УП можно оценить следующей формулой:

$$P_{срв}(\lambda)_1 = P_{\Pi} \int_0^{\lambda_1} \rho(\lambda)_1 d\lambda_1. \quad (21)$$

Здесь P_{II} – вероятность событий взаимодействия помехового и основного управляющих сигналов, рассчитанных по «формуле успеха» [10];

$\rho(\lambda)_1$ – плотность вероятности случайных величин, приводящих к срыву рабочего процесса системы (распределение Пуассона [10]),

$$\rho(\lambda_1) = \exp\{-\lambda_1\}, \quad (22)$$

где $\lambda_1 = \frac{\tau}{\alpha\tau_{\Gamma}}$ – параметр условного закона срыва рабочего процесса системы.

На основании анализа проведенных многочисленных исследований автором предлагается формула для определения времени срыва $\tau_{срв}$ после воздействия помехового оптического сигнала τ_{II} в пространстве абсолютного времени в виде

$$\frac{\tau_{срв}}{\tau} = \sqrt{\frac{1}{K_{срв}}}, \quad (23)$$

где $K_{срв}$ определяется при $F_{II}(*, \tau) = 1,0$.

Тогда

$$\tau = \tau_{срв} \sqrt{K_{срв}} \quad (24)$$

и соответственно

$$\lambda_1 \rightarrow \lambda_{срв} = \frac{\tau_{срв}}{\alpha\tau_0} \sqrt{K_{срв}}, \quad (25)$$

$$\tau \rightarrow \tau_{срв}.$$

Выражение для определения вероятности срыва (21) с учетом (24), (25) приводится к виду

$$P_{срв}(\tau) = P_{II} B \int_{\tau_{II}=0}^{\tau} \exp\left\{-\frac{\tau}{\alpha\tau_{\Gamma}}\right\} d\tau, \quad (26)$$

где условно принято, что $B = \alpha\tau_{\Gamma}$.

После интегрирования зависимости (26) получим расчетную формулу для определения условной вероятности срыва процессов системы:

$$P_{срв}(\tau) = P_{II} \left(1 - \exp\left\{-\frac{\tau}{\alpha\tau_{\Gamma}} \sqrt{K_{срв}}\right\}\right). \quad (27)$$

Здесь τ_{Γ} – постоянная времени системы [5, 6], определяющая эквивалентную полосу частот пропускания шумов системой [5, с. 598],

$$\tau_{\Gamma} = \frac{1}{K_v \Delta f_C}, \quad (28)$$

где Δf_C – эквивалентная полоса частот пропускания шумов системой;

K_v – коэффициент пропорциональности.

С учетом зависимости (28) окончательно получим

$$P_{срв}(\tau) = P_{II} \left(1 - \exp\left\{-\frac{\tau}{\alpha} K_v \Delta f_C \sqrt{K_{срв}}\right\}\right). \quad (29)$$

Изменение условной вероятности срыва процессов системы $P_{срв}$ от времени представлено на рис. 2.

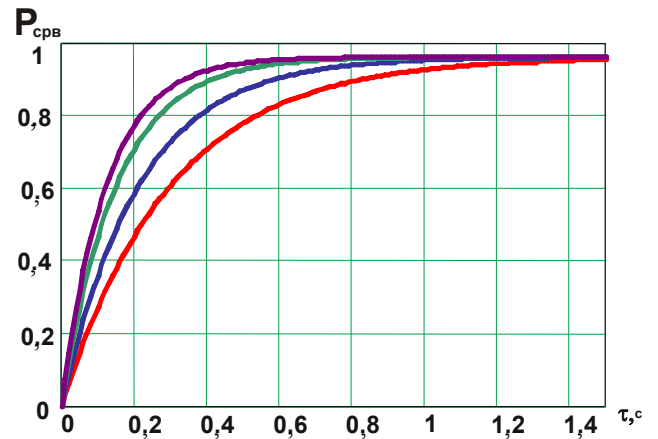


Рис. 2. Изменение вероятности срыва рабочих процессов системы под воздействием оптических помех УП в зависимости от времени воздействия помехового сигнала: линии сверху вниз соответствуют расчетам при значении критерия срыва $K_{срв} = 6, 4, 3, 2$; $P_{II} = 0,967$

Выводы

1. Для оценки снижения эффективности поисковых и следящих систем в условиях применения специально организованных модулированных оптических помех впервые

предложены критерии $m_k(\tau)$ и $K_{срв}(\tau)$ (зависимости (11) и (19)).

2. Предложены аналитические зависимости для определения вероятностей обнаружения и срыва сопровождения объекта системой под воздействием помеховых оптических сигналов УП в условиях реального времени (формулы (15) и (29)).

3. Результаты работы могут быть использованы при разработке оптических систем различного назначения для получения количественных показателей их эффективности, в том числе систем для защиты летательных аппаратов различного назначения.

Литература

1. Кулалаев В. В., Кулалаев А.В., Науменко П.О. Состояние и перспективы разработок систем защиты самолетов гражданской авиации от террористических пусков ракет с тепловыми головками самонаведения // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Х.: НАКУ «ХАІ». – 2003. – Вип. 40/5. – С. 13 – 18.
2. Ольгин С. Проблемы оптоэлектронного противодействия (по взглядам зарубежных военных специалистов) // *Журнал ЗВО*. – 2002. – № 9. – С. 35 – 40.
3. Кулалаев В.В. Концепция применения газодинамических тепловыделяющих энергоустановок в системах обеспечения безопасности полетов летательных аппаратов // *Вісник двигунобудування*. – Запорожье: ОАО «Мотор Сич». – 2003. – № 2. – С. 20 – 24.
4. Щербак Н. Противодействие зенитным управляемым ракетам с инфракрасным наведением (современные бортовые средства) // *Электроника: Наука. Технология. Бизнес*. – 2000. – № 5. – С. 52 – 55.
5. Физика и техника инфракрасного излучения: Пер. с англ. / Джемисон Дж.Э., Мак-Фи Р.Х., Плас Дж.Н., Грубе Р.Г., Ричардс О.Дж.; Под общ. ред. Н.В. Васильченко. – М.: Сов. радио, 1965. – 641 с.
6. Лазарев Л.П. Инфракрасные и световые приборы самонаведения и наведения летательных аппаратов. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1976. – 568 с.
7. Основы построения и оценки потенциальной эффективности систем зенитного управляемого ракетного оружия: Монография / А.П. Ковтуненко, А.Ф. Козлов, О.П. Коростелев, Н.А. Шершнев. – К.: Фитосоциоцентр, 2003. – 296 с.
8. Довідник з протиповітряної оборони / А.Я. Торопчин, І.О. Романенко, Ю.Г.Даник, Р.Е. Пащенко – К.: МО України; Х.: ХВУ, 2003. – 368 с.
9. Тарасов В.В., Якушенков Ю.Г. Тенденция развития тепловизионных систем второго и третьего поколения и некоторые особенности их моделирования (по материалам зарубежной печати). – М.: ОАО ЦНИИ «Циклон»; МИИГА и К°, 2002. – 18 с.
10. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике / Под ред. И.Г. Арамановича. – М.: Наука, 1974. – 831 с.

Поступила в редакцию 05.03.04

Рецензент: д-р. техн. наук, проф. В.И. Карпенко, ХВУ, г. Харьков; канд. техн. наук, проф. Н.А. Шершнев, ХВУ, г. Харьков

УДК 629.7.022:533.6

В.В. ТРУПКИН, П.Н. СОЛЯНИК*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА ПЕРСПЕКТИВНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С КРЫЛОМ МАЛОГО УДЛИНЕНИЯ**

Рассмотрены особенности аэродинамической компоновки перспективного самолета. Предложен летательный аппарат с круглым крылом в плане и кабиной пилотов, имеющей интегральную форму и играющей роль предкрылка. Приведены аэродинамические характеристики данной аэродинамической компоновки, показывающие возможность полета на углах атаки более 45 градусов.

круглое крыло, кабина-предкрылок, обратная стреловидность, аэродинамическая компоновка, уменьшение индуктивного сопротивления

Разработка истребителей (боевых авиационных комплексов – БАК) пятого поколения началась на рубеже 1980 – 1990 годов, которая привнесла новые черты процесса проектирования и потребовала радикального изменения компоновок, что дало свободу конструкторам.

Основной задачей исследований стало создание экономичного на всех режимах сверхманевренного самолета с улучшенными взлетно-посадочными характеристиками, сниженной радиолокационной и тепловой заметностью, а также оснащенного современным опто-, тепло- и радиолокационным оборудованием [1]. Фирмы-разработчики существенно продвинулись в реализации этих требований. Так, например, самолеты YF-22, YF-23, A-117, B-2, FX-29A, Су-27, Су-35, Су-37 имеют значительные отличия в облике. В каждом из них реализовано то или иное требование, но всего комплекса требований пока не достигнуто. В печати неоднократно упоминалась целесообразность оснащения самолетов отделяемой пилотируемой кабиной для спасения экипажа. Вопрос спасения экипажей боевых самолетов остается актуальным. Примером является активная система спасения летчика, разработанная в Харьковском ВВАИУ [2] в 1987 – 1990 гг. и представляющая собой автоматически раскладывающийся сверхлегкий самолет, вложенный в катапультное кресло.

Создание самолетов пятого поколения затянулось и, возможно, не получит дальнейшего развития, так как становится актуальным создание летательных аппаратов (ЛА) шестого поколения – беспилотных с различными системами наведения от земли до космоса, а также управляемые ЭВМ с искусственным интеллектом.

В данной статье представлены результаты исследований в аэродинамических трубах (труба АТ-4 Харьковского авиационного института и Т-2 Харьковского института Военно-воздушных сил) в целях возможного применения в авиации общего назначения, сельскохозяйственной авиации и в авиационно-космических системах. Внешний вид предлагаемого ЛА показан на рис. 1.

Круглое в плане крыло обладает рядом преимуществ:

- $C_{y\max} = 1,81$ (против 1,2 у эквивалентного прямого крыла);
- коэффициент, характеризующий диапазон скоростей летательного аппарата $C_{y\max}/C_{x\min} = 110$ (против 50 у стреловидного крыла);
- критический угол атаки 45° (против $20^\circ - 30^\circ$ у других крыльев);
- высокая маневренность (так, летчик В. Иванов, летавший в 1950 году на «Дископлане №1», назвал его самолетом-акробатом, который ни разу не сошел в штопор при выполнении всех фигур выс-

шего пилотажа, а при посадке вмешательство пилота в управление было минимальным [3]);

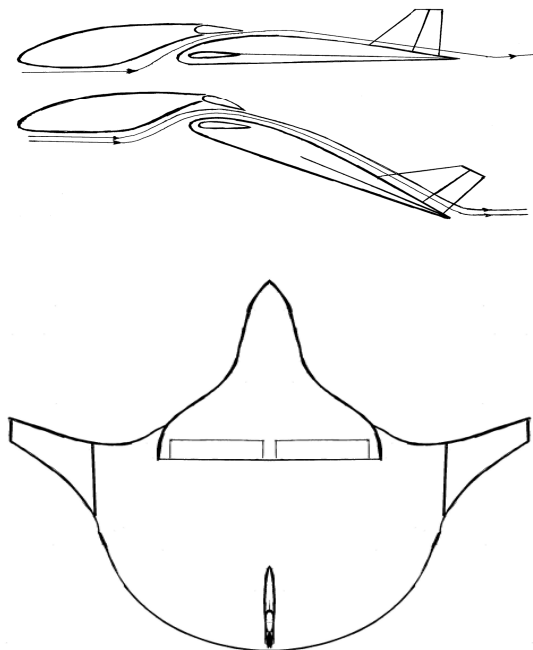


Рис. 1. Схематичное изображение модели ЛА

– возможность создания ЛА с повышенными перегрузками благодаря малому удлинению $\lambda = 1,27$;

– сверхзвуковые профили являются идеальными при проектировании ЛА с круглым в плане крылом, где максимальная толщина профиля может находиться на 30...70 % длины хорды, при этом из-за большой ее длины целесообразно выбирать компоновку “летающее крыло”.

Существенным недостатком круглого в плане крыла является большое индуктивное сопротивление, вследствие чего максимальное качество $K_{\max}$ не превышает 7 единиц.

Решение задач, стоящих перед самолетами пятого поколения, в данном проекте осуществлено следующим образом:

1. Круглое в плане крыло-фюзеляж имеет дополнительные несущие поверхности обратной или прямой стреловидности, расположенные определенным образом, что увеличило $K_{\max}$ на 80 %, то есть $K_{\max}$ достиг 9...12 единиц (рис. 2);

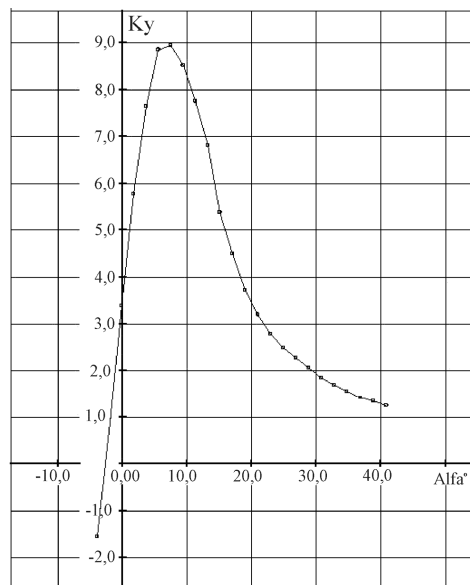


Рис. 2. Изменение качества ЛА по α

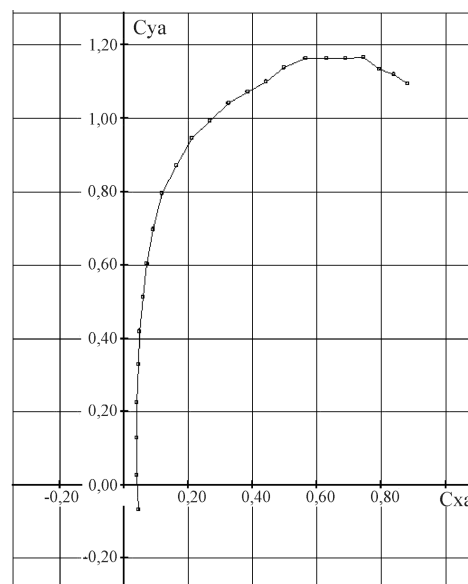


Рис. 3. Поляра ЛА

2. Кабина экипажа определенной формы и профиля расположена перед круглым крылом так, что между крылом-фюзеляжем и кабиной образуется регулируемая по определенному закону щель. Это позволило уменьшить коэффициент лобового сопротивления $C_{x\alpha}$ и увеличить коэффициент подъемной силы $C_{y\alpha}$ (рис. 3). Но главное – на углах атаки более 45° $C_{y\alpha}$ имеет плавное уменьшение без резкого спада. Так, при исследованиях в малой аэродинамической трубе при угле атаки 60° значение $C_{y\alpha}=0,7$, а $K = 1$. В большой трубе при максимально

возможном угле атаки 42° $C_{ya} = 1,1$, $K = 1,3$. Соответствующие изменения $C_{ya}(\alpha)$ представлены на рис. 4. Видно, что характер зависимости плавный, без резкого изменения. Влияние кабины на крыло аналогично влиянию предкрылка. При этом увеличивается C_{ya} и рабочий диапазон углов атаки.

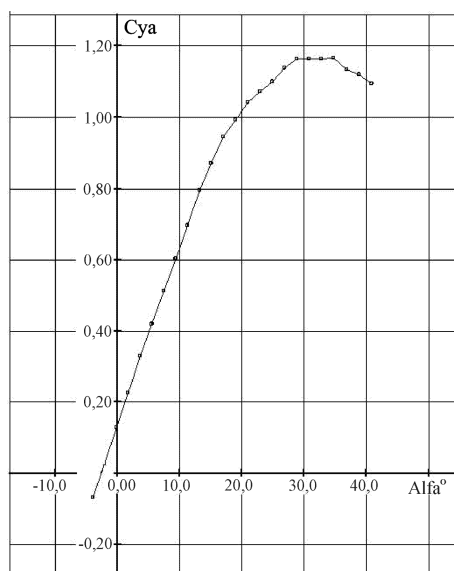


Рис. 4. Зависимость $C_{ya}(\alpha)$

3. В предложенном проекте существует возможность сделать кабину отделяемой и пилотируемой как аварийное средство спасения либо при соответствующем увеличении до размеров “Бурана” (“Шаттла”) как многоразовое воздушно-космическое средство (ВКС). При исследовании в малой аэродинамической трубе модель кабины показала максимальное аэродинамическое качество 5 единиц.

4. Данная компоновка существенно снижает посадочную скорость ЛА ($V_{\text{посад}}$) благодаря относительно большой площади, большому посадочному углу, большой длине хорды. Приведенная оценка $V_{\text{посад}}$ рассчитывалась по формуле

$$V_{\text{посад}} = a_{\text{г.з}} \sqrt{\frac{16 G}{C_{y \text{ max}} S}}, \quad (1)$$

где $a_{\text{г.з}}$ – коэффициент влияния Земли, равный 0,85

при $h = 0,5D$ и $a_{\text{г.з}} = 0,7$ при $h = 0,1D$ (D – диаметр круглого крыла);

$C_{y \text{ max}}$ – максимальный коэффициент подъемной силы круглого крыла, равный 1,81 против 1,2 у прямого крыла;

G – вес ЛА, Н;

S – площадь ЛА, м^2 .

5. Сверхуправляемость и устойчивость ЛА обеспечиваются следующим:

- управлением дополнительными крыльями и размером щели между кабиной и фюзеляжем, осуществляемое как пилотом, так и ЭВМ;

- независимые дополнительные крылья выполняют функцию элеронов, а также частично функцию рулей высоты;

- дополнительные крылья и щель располагаются всегда в оптимальном положении с учетом режима полета, а также обеспечения необходимого запаса управляемости;

- возможность применения тормозных устройств на консолях дополнительных крыльев, а также установка двигателя с управляемым соплом обеспечат эффективное управление в горизонтальной плоскости;

- данная конструкция ЛА позволяет после более глубоких исследований установить дополнительное хвостовое или переднее оперение.

При исследованиях в малой аэродинамической трубе было установлено, что изменение угла атаки дополнительных крыльев на 10° увеличивает C_{ya} на 30 %, а горизонтальное отслеживание положения дополнительных крыльев сдвигало значение характеристики $C_{y \text{ max}}(\alpha)$ на 5° вправо. Путевая устойчивость данной компоновки обеспечивается применением крыльев обратной стреловидности, а также возможностью установки вертикального оперения. Планеры с обратной стреловидностью профессора В.Н. Беляева [4] показали хорошую устойчивость и управляемость, их поперечная управляемость была

безукоризненной. Примерами также могут служить характеристики самолетов Су-37 и F-29A. Таким образом, управление самолетом мало зависит от угла атаки всего ЛА, так как дополнительные крылья всегда работают в оптимальном диапазоне углов атаки.

6. Предложенная компоновка обеспечивает реализацию правила площадей, что приводит к снижению волнового сопротивления. Круглый в плане фюзеляж, не занятый кабиной, позволяет расположить топливо по большому кругу в шести и более кессонах, а в центральной части расположить полезный груз (вооружение). Отсутствие внешних подвесок, в свою очередь, обеспечит бесфорсажный режим сверхзвукового полета.

7. Полученные моментные характеристики (рис. 5) и зависимость положения центра давления $X_{цд}$ от угла атаки (рис. 6) не имеют провалов типа “ложка”. Положение центра давления практически не изменяется в широком диапазоне углов атаки. Плавные формы и использованные профили, позволяющие уменьшить тепловую и радиолокационную видимость, говорят о возможности использования данной компоновки для создания самолетов пятого поколения.

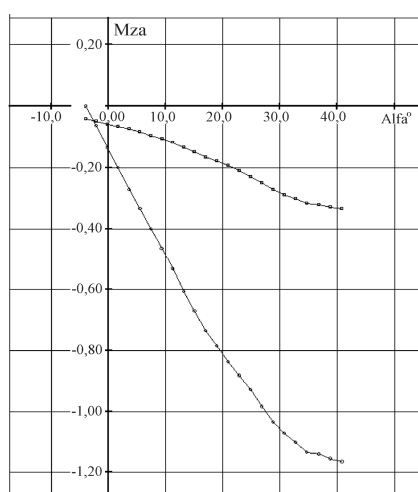


Рис. 5. Зависимость $M_{Za}(\alpha)$

Данная компоновка ЛА после тщательной доводки систем управления и устойчивости может

быть применена в качестве штурмовика, истребителя.

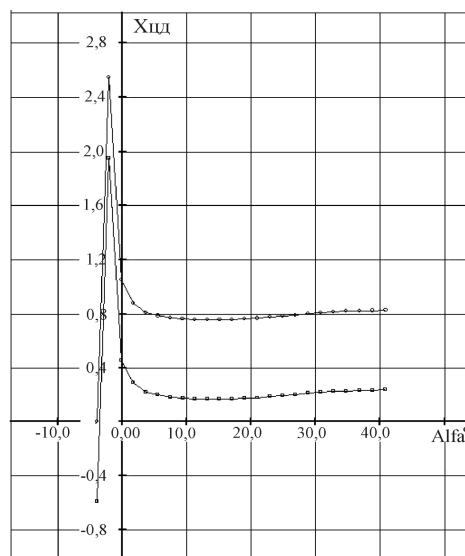


Рис. 6. Зависимость $X_{цд}(\alpha)$

Соответствующее увеличение всего ЛА позволит использовать его как многофазовое ВКС. Отметим, что при разделении комплекса на углах атаки порядка 60° сохраняются хорошие аэродинамические характеристики составных частей. Следовательно, возможен разгон ВКС, например, в районе экватора, затем переход на большой динамический потолок и разделение под большим углом в конечной точке. При этом двигатели комплекса использовали бы топливо из управляемого крыла-фюзеляжа.

Литература

1. Ильин В., Левин М. Современная авиация. Истребители. – М.: Виктория, 1996. – 274 с.
2. Шувалов А.А., Летающее кресло // Крылья Родины. – 1988. – № 2. – 21 с.
3. Иванов В. Дископлан // Техника – молодежи. – 1964. – № 2. – 17 с.
4. Козьмин В.В., Кротов И.В. Дельтапланы. – М.: ДОСААФ, 1989. – 120 с.

Поступила в редакцию 12.05.04

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Ю.А. Крашаница, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков

УДК 681.3

М.А. ЛАТКИН, Т.И. БОНДАРЕВА, А.Р. ЕМАД

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ФОРМАЛИЗАЦИЯ ПРОЕКТНЫХ РИСКОВ**

Рассмотрены проблемы формализации проектных рисков. Сформулированы основные требования, которые позволили обосновать выбор математического аппарата для формализованного представления проектных рисков, а также провести качественный и количественный анализ рисков, предупредить возникновение неблагоприятных событий, повысить эффективность процессов реализации проекта.

управление проектами, проектные риски, формализация рисков**Актуальность**

Предприятия аэрокосмической отрасли Украины осуществляют переход на современные технологии управления проектами. Реализация таких крупных международных проектов, как создание самолета АН-148, связана с большими временными и финансовыми затратами, требует предварительного анализа эффективности и рисков. Выполнение аналогичных проектов усложняется необходимостью интеграции, неопределенностью и случайным характером будущих событий, внешней и внутренней среды предприятий участников.

Таким образом, разработка технологий, методов анализа и управления рисками на всех этапах реализации проектов имеет важное практическое значение для дальнейшего развития аэрокосмической отрасли Украины.

Под риском будем понимать неблагоприятное событие, которое характеризуется вероятностью появления и возможным ущербом, потерями в результате деятельности предприятия.

В соответствии с общепринятыми международными стандартами (PMBOK) управление рисками в проекте включает в себя следующие процессы [1]:

- идентификация рисков;
- количественная оценка рисков;
- мероприятия по нейтрализации рисков;
- контроль рисков в ходе выполнения проекта.

Идентификация рисков позволяет выделить основные проектные риски (факторы), определить причины их возникновения и последствия, планиро-

вать процессы реализации проекта с учетом возможных неблагоприятных событий. Количественная оценка рисков связана с определением вероятности возникновения неблагоприятного события и величины его ущерба, позволяет определить приоритеты и отношение руководства к проектным рискам, разработать мероприятия по их нейтрализации. К наиболее распространенным методам нейтрализации неблагоприятных событий и уменьшения их ущерба относят:

- избегание риска;
- принятие, контроль риска (самострахование);
- распределение риска;
- страхование риска [2, 3].

Поэтому для более полного анализа рисков, точного определения их качественных и количественных характеристик, обоснования мероприятий по нейтрализации рисков на этапах планирования, контроля выполнения проекта необходима единая интеграционная формализация основных проектных рисков.

Анализ существующих публикаций в рамках выделенной проблемы позволяет сделать следующие выводы:

- существуют стандарты, методы, средства управления рисками на различных этапах жизненного цикла проекта;
- возможно широкое использование моделирования, статистических и экспертных методов для количественной оценки проектных рисков;
- возможно применение различных методов по нейтрализации проектных рисков.

В качестве нерешенных частей рассматриваемой проблемной области можно выделить следующее:

- отсутствует единый методический подход к формализации основных внешних и внутренних проектных рисков;
- существующая технология управления проектами не позволяет предусмотреть места возникновения риска;
- отсутствуют рекомендации по условиям, ограничениям, области применения методов количественной оценки проектных рисков;
- применение тех или иных методов управления рисками не позволяет определить наименьшие затраты для нейтрализации возможных неблагоприятных событий.

Таким образом, формализация основных проектных рисков для последующего качественного и количественного анализа в целях предупреждения возникновения неблагоприятных событий, реагирования на их появление, повышения эффективности и качества процессов планирования, контроля выполнения проекта является актуальной научно-прикладной задачей.

Основным математическим аппаратом для решения поставленной проблемы являются модифицированная система алгоритмических алгебр и контекстно-свободные языки высокого уровня, которые позволяют описывать слабоформализованные процессы управления научно-исследовательской деятельностью, различными производственными системами, в том числе и проектами [4].

1. Постановка задачи

Существующие компьютерные технологии, например, MS Project, Project Expert, не позволяют планировать и моделировать выполнение проекта с учетом большинства распространенных рисков, обосновывать и разрабатывать мероприятия по их нейтрализации. Поэтому для создания информационной технологии и компьютерной системы поддержки принятия решений руководителя проекта в условиях неопределенности и риска необходимо

единое формализованное представление проектных рисков.

Таким образом, одно из требований к выбору математического аппарата описания проектных рисков заключается в возможности преобразования знаний, моделей при переходе от формализованного представления рисков к технологии их анализа, оценки и к компьютерной системе поддержки принятия решений (рис. 1).

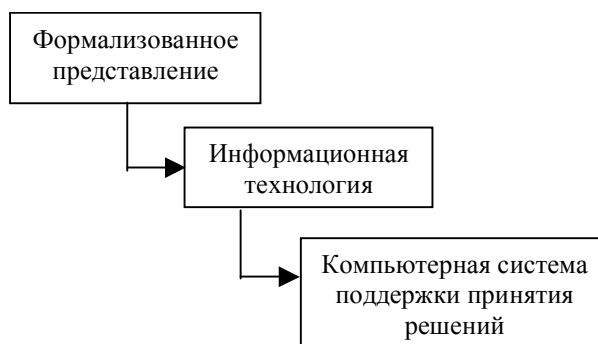


Рис. 1. Преобразование знаний при описании проектных рисков

В ходе выполнения проекта часто возникают задачи внесения изменений в его содержание, перепланирования работ, обусловленных неопределенностью будущих событий и рисками.

К основным процессам планирования проекта относятся:

- планирование содержания проекта;
- определение последовательности и длительности работ;
- разработка календарного плана;
- планирование ресурсов;
- составление сметы и бюджета проекта;
- разработка плана общего проекта.

Кроме этого учитываются вспомогательные процессы поддержки планирования:

- планирование качества;
- организационное планирование;
- планирование информационного взаимодействия участников проекта;
- идентификация, оценка рисков, планирование мероприятий по их нейтрализации;
- планирование закупок.

Очевидно, что внесение изменений в любой основной или вспомогательный процесс планирования приведет к изменению всего плана проекта. Поэтому перед руководителем проекта возникают проблемы контроля изменений во всей системе планов проекта.

Информационную технологию контроля выполнения проекта с учетом возникновения рисков, их влияния на эффективность проекта, методов реагирования на неблагоприятные события можно представить в виде схемы (рис. 2).

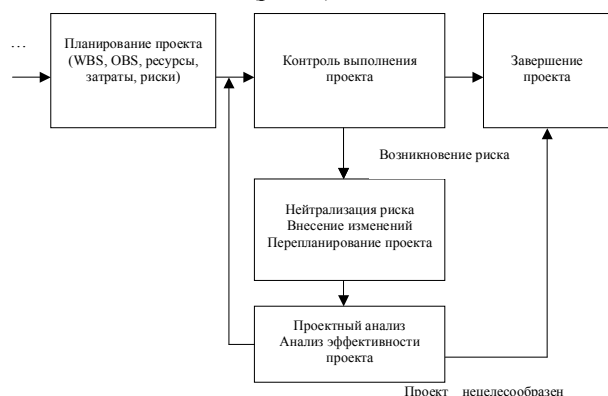


Рис. 2. Взаимосвязь процессов планирования и управления проектом

В соответствии с предложенной схемой взаимосвязи процессов планирования и управления выполнением проекта перепланирование работ, перерасчет показателей рисков в целях их последующего предупреждения осуществляется в следующих случаях:

- возникновение и нейтрализация рисков;
- внесение изменений в проект;
- отчет по контрольным этапам выполнения проекта.

Таким образом, в процессе управления проектом и рисковыми событиями возникает постоянная необходимость в контроле выполнения плана, перепланировании, то есть в возврате к определенным точкам системы планов проекта. Возможность обеспечения рекурсии – следующее требование к выбору математического аппарата формализации проектных рисков.

Поскольку исходными данными для идентификации, количественного анализа, оценки основных

проектных рисков являются иерархическая структура работ проекта (WBS) и организационная структура проекта (OBS), то необходимо использовать методы декомпозиции и структуризации рисков, получения их интегральных показателей при переходе по уровням иерархии, что также является одним из требований к выбору математического аппарата формализации проектных рисков.

2. Формализованное представление проектных рисков

Для формализации проектных рисков предлагается использовать математический аппарат регулярных схем системных моделей (РССМ), который применяется для формализованного представления процессов проектирования сложных технических систем [5].

Поскольку структурные модели описывают состав элементов системы на выделенном уровне представления, то для связи между операторами y_i (элементами системы) будем использовать ба-

зовую операцию конъюнкции y .

Структурные модели в РССМ можно представить в таком виде:

$$R = f(y_i, e, \otimes, y),$$

где e описывает переход без выполнения основных операторов; $\otimes$ – пустой оператор, который может выполнять роль индикатора останова.

Таким образом, формализованное представление структурной модели верхнего уровня иерархии сложной системы можно записать в операторах РССМ в следующем виде:

$$R \quad SSys = [y_1^{Sys} \wedge \dots \wedge y_n^{Sys}].$$

Поскольку событийные модели описывают процессы, которые происходят в системе на определенном уровне представления, то для связи между операторами y_i (элементами процессов системы), начиная с оператора y_1 , будем использовать базо-

вые операции: умножение $\cdot$ – последовательное выполнение операторов; конъюнкция $\wedge$ – параллельное выполнение операторов; дизъюнкция $\vee$ – условное выполнение операторов.

Событийные модели в РСММ можно представить так:

$$R = f(y_i, x_k, e, \otimes, 1, 0, y, y, y),$$

где x_k – условия переходов между основными операторами; 1, 0 – тождественно-истинное и тождественно-ложное условия.

Таким образом, формализованное представление событийной модели верхнего уровня иерархии сложной системы можно записать в операторах РСММ таким образом:

$$R \text{ SSys} = [y_1^{Sys} \cdots y_n^{Sys}].$$

К основным проектным рискам, которые могут возникать в процессе выполнения проекта и учитываются на этапах его планирования, относятся:

- превышение длительности выполнения работ;
- превышение стоимости выполнения работ;
- низкое качество выполненных работ, их результатов.

Исходными данными для формирования моделей проектных рисков (Risk Breakdown Structure) являются:

- иерархическая структура работ проекта (WBS);
- организационная структура проекта (OBS);
- логика выполнения работ проекта (календарный план);
- результаты этапа идентификации проектных рисков (причины, последствия рисков).

Структурные модели рисков будут отражать место (структуру работ проекта) и время возникновения неблагоприятного события, а событийные модели позволят сконцентрировать внимание руководителя проекта на цепочках работ, имеющих самые

наихудшие количественные характеристики рисков (вероятность, ущерб).

Заключение

Формализация проектных рисков позволяет усовершенствовать существующие технологии управления проектами и рисками, которые все чаще используются большинством предприятий аэрокосмической отрасли Украины.

Для более детальных количественных оценок и анализа рисков на этапах планирования и контроля выполнения проекта в целях акцентирования внимания на работах, подверженных наибольшему влиянию неблагоприятных событий, необходимо создание формализованных моделей проектных рисков. Это дает возможность более обоснованно определить привлекательность и эффективность проекта с учетом возможных рисков, реакции на их последствия, предупредить руководителя проекта о причинах, последствиях, месте и времени возникновения неблагоприятных событий.

Литература

1. Бушуев С.Д. Керівництво з питань проектного менеджменту. – К.: Українська асоціація управління проектами, 1999. – 197 с.
2. Верба В.А., Загородніх О.А. Проектний аналіз: Підручник. – К.: КНЕУ, 2000. – 322 с.
3. Москвін С.О. Проектний аналіз. – К.: Лібра, 1999. – 366 с.
4. Применение методов искусственного интеллекта в управлении проектами / Под. ред. д-ра техн. наук А.Ю. Соколова. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2002. – 474 с.
5. Луханин М.И. Основы научно-методического обеспечения оценки реализуемости государственных программ и проектов. – К.: Кит, 2002. – 206 с.

Поступила в редакцию 06.01.04

Рецензент: д-р техн. наук, проф. И.В. Чумаченко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков

УДК 531.781.2

С.В. КОВАЛЮХ, В.В. ШЕВЕЛЬ

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

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТЕНЗОРЕЗИСТОРНЫХ ДАТЧИКОВ СИЛЫ

Предложена система алгоритмов автоматизации проектирования тензорезисторных датчиков силы (ТДС), перспективность применения которой продемонстрирована на примере разработки программного комплекса, использующего возможности популярных пакетов SolidWorks™ и COSMOSWorks™. Разработанная система алгоритмов базируется на исследовании мирового опыта и современных методов проектирования ТДС.

автоматизация, проектирование, тензодатчики, алгоритмизация, SolidWorks, COSMOSWorks

Множество фирм во всем мире занимается разработкой и внедрением оборудования, основанного на использовании тензорезисторных датчиков силы (ТДС), что находит отражение в количестве патентов, созданных за более чем полувековую историю их применения. В аэрокосмической технике спектр задач, решаемый с использованием таких преобразователей, охватывает проблемы измерения силы, веса, давления, крутящего и изгибающего момента, ускорения. Проектирование ТДС отличается значительной трудоемкостью, требует ощутимых временных затрат, однако и по сей день практически не автоматизировано.

Анализ проведенных исследований [1, 2, 3, 5] показал, что в настоящее время широко автоматизировано только лишь определение характеристики преобразования датчика заданной конфигурации, что существенно облегчает проведение поверочного расчета ТДС. В то же время проектировочный расчет, состоящий в определении оптимальных геометрических параметров упругого элемента (УЭ), точек наклейки, ориентации и схемы включения тензорезисторов, полностью возлагается на конструктора. Такая ситуация в отрасли приводит к необоснованной потере времени и материальных средств, что в условиях рынка и жесткой конкуренции неприемлемо. Задача автоматизации проектирования ТДС на данном этапе развития

электротензометрии актуальна и требует решения.

Целью данной работы является исследование возможности автоматизации проектирования ТДС.

Вследствие коммерческой направленности разработки ТДС в настоящий момент не существует однозначного руководства по их проектированию. Методики проектирования представляют «know-how» фирм производителей и держатся ими в секрете. Однако существуют некоторые общие рекомендации, которые должны быть учтены в процессе проектирования ТДС. В частности, при проектировании ТДС необходимо:

1. Подобрать материал УЭ таким образом, чтобы его свойства обеспечили линейность и стабильность характеристики преобразований, т.е. однозначность и повторяемость деформаций. Для удовлетворения этих требований материал должен обладать хорошими упругими свойствами, высокой прочностью, минимальным гистерезисом и постоянством модуля упругости. Согласно опытным данным, высокая точность измерений достигается при максимальной величине нормального напряжения, ограниченной 30...60% предела текучести, что для специальных сортов стали составляет $(0,3 - 1,0) \cdot 10^3$ МПа [5].

2. Выбрать оптимальную форму и размеры УЭ, так как от этого зависят чувствительность ТДС и

равномерность распределения напряжения по сечению:

а) с точки зрения чувствительности геометрия УЭ должна быть такой, чтобы на нем имелись поверхности, деформируемые с разными знаками, а размеры сечения позволяли вызывать значительные деформации для получения достаточно мощных сигналов на выходе мостовой схемы при допустимом гистерезисе [5];

б) если разрабатываемый датчик предназначен для исследования динамических процессов, необходимо обратить внимание на рабочий диапазон частот, который зависит от конструкции УЭ и его массы. Для неискаженного преобразования переменных величин необходимо, чтобы частота собственных колебаний УЭ по меньшей мере в 5 раз превосходила частоту вынужденных колебаний [2]. Повышение частоты собственных колебаний УЭ, обеспечиваемое увеличением жесткости УЭ, является причиной снижения чувствительности ТДС к измеряемой величине. Поэтому для оценки степени пригодности УЭ для использования их в динамическом режиме ввели понятие о *динамической добротности*, которая определяется как произведение квадрата собственной частоты на относительную деформацию:

$$D = \omega_0^2 \varepsilon. \quad (1)$$

3. Выбрать принципиальную электрическую схему включения тензорезисторов, подобрав определенное соотношение сопротивлений плеч, согласовав сопротивление выхода моста с сопротивлением измерителя и величину питающего мост напряжения. Вопрос рационального выбора измерительной схемы тщательно изучен в специальной литературе [2].

4. Определить расположение точек наклейки и ориентацию тензорезисторов. При наклейке на деталь тензорезистор должен быть ориентирован так,

чтобы его чувствительный элемент (например нити решетки) подвергался максимальному растяжению или сжатию. Тензорезисторы с одинаковыми знаками приращения сопротивлений должны включаться в противоположные плечи моста, а с разными – в смежные плечи [5].

Чувствительность схемы к измеряемому параметру можно повысить путем уменьшения сечения детали (разумеется, с таким расчетом, чтобы не превысить предела упругости материала) или путем применения материала с меньшим модулем упругости, что позволяет при одних и тех же нагрузках сильнее деформировать деталь. Если испытываемая деталь имеет участки с различным сечением, то с точки зрения чувствительности схемы к измеряемому параметру тензорезисторы выгоднее размещать на более тонких участках детали, при этом необходимо, чтобы напряжения в детали в области наклейки были распределены равномерно.

Существует большое разнообразие конструктивных схем УЭ, используемых для тензоизмерителей [3]. К числу наиболее распространенных можно отнести стержневые, балочные, кольцевые, шаровые, мембранные, параллелограммные и т.д. Правильный выбор схемы УЭ является залогом успешного проектирования датчика в целом. Определяющими критериями при выборе той или иной схемы являются требования придать тензоизмерителю определенную форму, обусловленную необходимостью обеспечения сопряжения с узлами оборудования, обеспечить требуемый диапазон и точность измерений, чувствительность к измеряемому параметру.

Анализ перечисленных рекомендаций позволяет определить перечень задач, которые должны быть решены при проектировании ТДС:

1. Определение требуемого диапазона и точности измерений, чувствительности к измеряемому параметру, а также условий работы и конструктив-

ных особенностей УЭ при его сопряжении с узлами оборудования.

2. Выбор конструктивной схемы УЭ.
3. Выбор материала, из которого изготавливается УЭ.
4. Выбор типа используемых тензорезисторов и их параметров.
5. Выбор принципиальной электрической схемы включения тензорезисторов.
6. Определение оптимальных параметров геометрии УЭ для достижения заданного диапазона и точности измерений, а также чувствительности к измеряемому параметру при максимально возможной частоте его собственных колебаний.
7. Определение оптимальных точек наклейки и ориентации тензорезисторов для достижения максимальной для данного УЭ чувствительности.
8. Оценка работоспособности ТДС путем проведения поверочного расчета.

Фирмы-производители ТДС для разработки новых датчиков, как правило, используют одни и те же марки материалов, тензорезисторы и схемы их включения, т.к. освоение новых средств требует дополнительных капитальных вложений, связанных с проведением исследований и поиском поставщиков. Заданный диапазон измерений и чувствительность датчика достигаются при этом посредством изменения геометрических параметров УЭ. Таким образом, задачи 2 – 5, перечисленные выше, имеют общие для большинства ТДС решения, сформированные годами, в то время как решение задач 6, 7 и 8 связано с определением оптимальных параметров, характерных для конкретной конструкции датчика, и оценкой работоспособности ТДС, то есть является наиболее важным.

Поиск оптимальной геометрии УЭ осложняется достаточно противоречивыми требованиями к его конструкции: с одной стороны, необходимо обеспечить требуемую чувствительность датчика, а с другой (во избежание частотных погрешностей при

динамических измерениях) – повысить собственную частоту колебаний УЭ. Противоречие состоит в том, что для повышения собственной частоты необходимо увеличивать жесткость УЭ, в то время как повышение жесткости ведет к уменьшению чувствительности преобразователя.

Для решения такой комплексной задачи применяют искусственные концентраторы напряжений, что позволяет повысить точность измерений, но приводит к увеличению сложности формы УЭ и, как следствие, резко усложняет их расчет. Сложность конструкции современных датчиков требует использования нетривиальных методов расчета.

Отсутствие удовлетворительного теоретического решения задач 6, 7 и 8 требует широкого привлечения экспериментальных методов исследования (макетирование), что приводит к росту трудоемкости работ и увеличению их стоимости. Даже появление компьютерных систем инженерного анализа, позволяющих рассчитать напряженно-деформированное состояние УЭ, лишь частично облегчило разработку ТДС. Решение этих задач является наиболее трудоемким этапом проектирования ТДС, автоматизация которого необходима в первую очередь.

В соответствии с выделенными задачами 1 – 8 предложен следующий подход к автоматизации процесса проектирования ТДС.

Требуемый диапазон и точность измерений, чувствительность к измеряемому параметру, а также условия работы и конструктивные особенности УЭ при его сопряжении с узлами оборудования представляют собой исходные данные для решения задачи проектирования ТДС и содержатся в техническом задании на разрабатываемый датчик.

Выбор конструктивной формы УЭ, его материала, типа используемых тензорезисторов и принципиальной схемы их включения (задачи 2 – 5) в силу своей трудоемкости целесообразно автоматизировать путем применения баз знаний, в которых

хранятся стандартные решения для каждой из этих задач.

Наибольшую сложность представляет автоматизация решения задач 6 и 7, связанных с оптимизацией геометрических параметров УЭ и поиском оптимальных точек наклейки тензорезисторов. Это вызвано необходимостью использования в целевой функции параметров напряженно-деформированного состояния УЭ. Определение последнего зачастую невозможно без применения метода конечного элемента, реализованного в виде специализированных программных средств. Процесс поиска решения в этом случае носит итерационный характер.

Поиск оптимальных геометрических параметров УЭ необходимо производить так, чтобы в результате обеспечить как требуемый диапазон измерений и чувствительность, так и максимальную жесткость УЭ. При этом максимизация жесткости не должна приводить к уменьшению чувствительности преобразователя, т.е. жесткость УЭ должна быть увеличена за счет таких ресурсов, которые не приводят к уменьшению относительных удлинений баз тензорезисторов.

Поиск оптимальных геометрических параметров УЭ состоит в оптимизации геометрии ТДС для получения требуемого уровня сигнала (напряжения или силы тока) на выходе измерительного моста при заданных параметрах тензорезисторов, схемы их включения и известном напряжении или силе тока на входе моста. Поэтому целевая функция оптимизации геометрических параметров может иметь следующий вид:

– при поиске по напряжению

$$f(x) = \left| \frac{U_3 - U(x)}{U_3} \right| \rightarrow \min; \quad (2)$$

– при поиске по силе тока

$$f(x) = \left| \frac{I_3 - I(x)}{I_3} \right| \rightarrow \min, \quad (3)$$

где $U(x)$ и $I(x)$ – соответственно напряжение и сила тока на выходе моста тензорезисторов, x – варьируемый параметр, U_3 и I_3 – соответственно заданные (требуемые) напряжение и сила тока на выходе моста.

Ввиду сложности определения напряжения (силы тока) на выходе измерительного моста как функции от геометрических параметров УЭ для определения оптимума можно применять итерационную оптимизацию, при которой на каждом шаге поиска осуществляется расчет напряженно-деформированного состояния УЭ и изменения сопротивлений каждого из тензорезисторов. Считается, что решение найдено, если минимум целевой функции в заданном диапазоне значений варьируемого параметра равен нулю с некоторой заданной точностью.

Так как в роли варьируемого параметра выступает параметр геометрии упругого элемента, а его изменение ведет к перераспределению удлинений детали, решение задачи оптимизации можно выполнить двумя способами:

1. Если изменение варьируемого параметра приводит к пропорциональному изменению уровня сигнала на выходе измерительного моста, т.е. множество значений целевой функции (аргументом которой является геометрия УЭ) является упорядоченным, то поиск оптимума целесообразно осуществлять методом бинарного поиска [4].

2. Если изменение варьируемого параметра не приводит к пропорциональному изменению уровня сигнала на выходе измерительного моста, то для поиска оптимума можно применить метод полного перебора.

Возможность поиска оптимума методом бинарного поиска существенно увеличивает производительность и ускоряет решение задачи поиска оптимальной геометрии упругого элемента.

Поиск оптимального расположения тензорезисторов можно осуществлять путем привязки их баз к

конечноэлементной сетке модели УЭ. Не составляет труда при построении сетки в предполагаемой области поиска точки наклейки задать такой размер конечного элемента, при котором размеры базы тензорезистора были бы кратны расстоянию между двумя соседними узлами сетки (рис. 1). В этом случае оптимальная точка наклейки тензорезистора в области поиска – это точка, при наклейке в которой тензорезистора его изменение сопротивления будет максимальным для выбранной области. Изменение сопротивления тензорезистора в данном случае целесообразно определять через удлинение каждого из конечных элементов, попадающих в область, ограниченную базой тензорезистора. На рис. 1 приведена сетка конечных элементов в области поиска оптимальной точки наклейки. Элементы с большим относительным удлинением выделены оттенками серого цвета.

Такой подход определения оптимальных точек наклейки тензорезисторов позволяет легко управлять точностью путем изменения размеров конечного элемента в области поиска. Кроме того, данный метод не зависит от характера поверхности, на которую наклеивается тензорезистор, и пригоден как для плоских, так и для цилиндрических поверхностей.

Очень важно в процессе проектирования произвести корректную оценку работоспособности полученного ТДС (задача 8). Работоспособность датчика можно подтвердить путем анализа напряженно-деформированного состояния УЭ и частотного анализа.

Датчик считается работоспособным в следующих случаях:

1. Уровень сигнала на выходе моста тензорезисторов соответствует с заданной точностью требуемому напряжению. Проверка этого условия осуществляется путем расчета напряженно-деформированного состояния УЭ и определения

изменения сопротивлений каждого из тензорезисторов. Полученное значение напряжения (силы тока) на выходе измерительного моста сравнивается с заданным значением этого параметра.

2. Напряжения в детали УЭ не превышают предела текучести для выбранного материала, что контролируется посредством сравнения известного значения предела текучести с определяемыми методом полного перебора экстремальными напряжениями в элементах и узлах конечно-элементной модели УЭ.

3. Удлинения баз тензорезисторов не превышают максимально допустимые для выбранного типа тензорезисторов, что контролируется посредством сравнения известного значения допустимого удлинения с фактическим значением, определяемым методом суммирования удлинений элементов модели в области, ограниченной базой тензорезистора (см. рис. 1).

4. Если разработанный датчик предназначен для исследования динамических процессов, необходимо осуществить оценку работоспособности по рабочему диапазону частот. При этом, во-первых, собственная частота УЭ должна по меньшей мере в 5 раз превышать частоту вынужденных колебаний, а, во-вторых, динамическая добротность датчика (1) должна быть не ниже заданной. Оценку работоспособности в данном случае можно осуществить путем проведения частотного анализа методом конечного элемента.

Если перечисленные критерии удовлетворены, то датчик считается работоспособным, а процесс проектирования ТДС завершен успешно.

Разработанная система алгоритмов отличается универсальностью и может быть применена для решения различных задач проектирования ТДС, связанных с расчетом как стандартных конструктивных схем, так и датчиков более сложной конфигурации, широко применяемых в аэрокосмической технике.

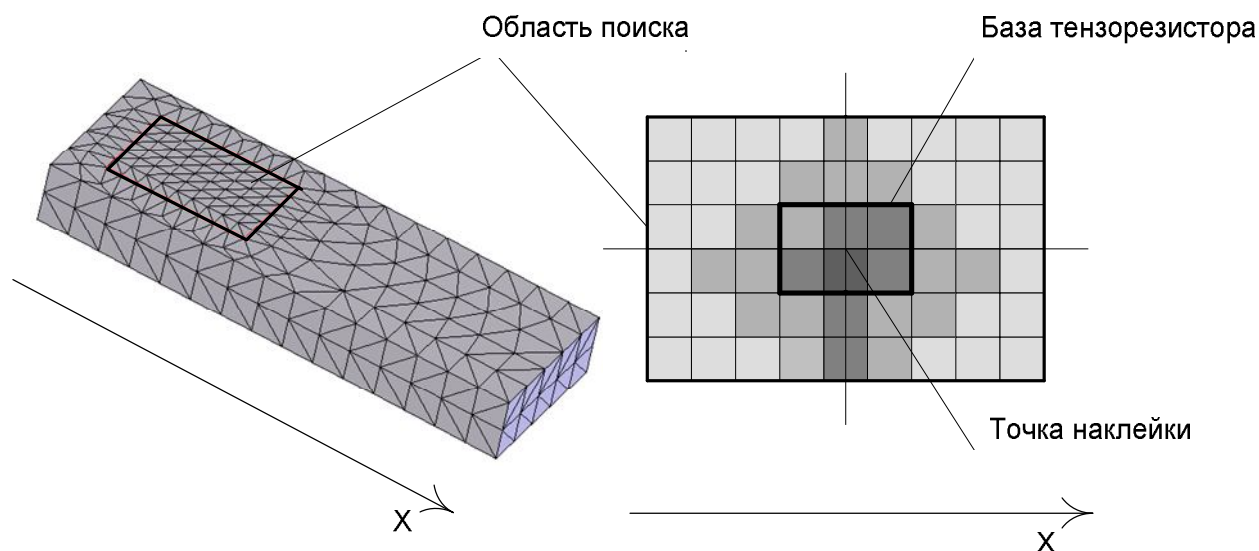


Рис. 1. Поиск оптимального положения тензорезисторов

Реализация изложенных алгоритмов может быть осуществлена на базе уже используемых при проектировании систем инженерного анализа, что позволяет сэкономить на приобретении нового программного обеспечения и обучении персонала.

Предложенная система алгоритмов была положена в основу разработки программного комплекса, использующего возможности популярных пакетов SolidWorks™ и COSMOSWorks™. Данный программный комплекс позволяет решить выделенные в ходе текущего исследования задачи проектирования ТДС, существенно сократив материальные затраты и время разработки преобразователя.

Выводы

В результате проведенного исследования сформулированы задачи автоматизации проектирования ТДС, проведена их алгоритмизация и разработано программное обеспечение, тестирование которого подтверждает перспективность выбранного направления исследования.

Литература

1. Буканов Е.Г., Лойцкер Б.Р., Храбровицкая Е.Д. Тензорезисторные датчики силы для автоматизации процессов взвешивания, дозирования и испытания материалов. – М.: ИНИИТЭИ Приборостроения, 1987. – 48 с.
2. Глаговский Б.А., Пивен И.Д. Электротензометры сопротивления. – 2-е изд., перераб. – Л.: «Энергия», 1972. – 112 с.
3. Годзиковский В.А. Упругие элементы тензорезисторных датчиков силы. – М.: ИНИИТЭИ Приборостроения, 1976. – 56 с.
4. Кнут, Дональд, Эрвин. Искусство программирования. Учеб. пособие: Пер. с англ.: – М.: Издат. дом «Вильямс», 2000. – Т. 3. Сортировка и поиск, 2-е изд. – 832 с.
5. Шушкевич В.А. Основы электротензометрии. – Минск.: Вышэйш. шк., 1975. – 351 с.

Поступила в редакцию 22.04.04

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Г. Сухоребрий, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков

УДК 519.95:62-50

А.А. РЕВА, А.Б. НЕКРАСОВ

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

ГЕНЕРАЦИЯ ПРЕДЕЛЬНО ПЛОСКОГО ГРАФА МИНИМАЛЬНОГО ВЕСА НА ОСНОВЕ ВЗВЕШЕННОГО НЕОРИЕНТИРОВАННОГО ГРАФА КЕРНИ

Проведен анализ применения разновидности графов – плоских графов – в современной человеческой деятельности, в частности, в сфере проектирования и построения телекоммуникационных сетей. Изложен алгоритм генерации предельно плоского графа минимального веса на основе взвешенного неориентированного графа Керни, произведен аналитический и экспериментальный анализ и расчет сложности алгоритма.

теория графов, предельно плоский граф минимального веса, алгоритм, аналитическое определение сложности алгоритма, экспериментальное определение сложности алгоритма

Введение

Широкое применение теории графов в современной человеческой деятельности [1] обусловлено сочетанием большой гибкости данной математической модели с одновременной широтой предоставляемых возможностей по представлению топологических структур различных систем, что не в последнюю очередь относится к области проектирования сетей передачи данных, широко используемых в авиационной отрасли. Применение теории графов в вышеупомянутой сфере позволяет решать задачи построения оптимальной сети с точки зрения топологии, стоимостных и надежностных характеристик.

Отдельно можно выделить задачу получения структуры сети, максимально насыщенной связями между узлами, но в тоже время имеющей минимальное суммарное значение критерия, используемого для взвешивания линий связи между узлами (это может быть, например, стоимость или расстояние), и, кроме того, отсутствием пересечений линий связи. Анализ существующих алгоритмов [2 – 4] не выявил готовых решений данной задачи. Целью статьи является описание разработанного алгоритма решения данной задачи.

Для решения этой задачи используется специальный раздел теории графов – планарные, или плоские графы.

Сопоставив вершинам графа точки на плоскости, а ребрам – прямые линии, соединяющие точки, соответствующие концам ребра, можно получить диаграмму – визуальное представление графа.

Очевидно, что для любого графа можно построить бесконечное количество таких диаграмм. Если на некоторой диаграмме среди точек, соответствующих вершинам графа, нет совпадающих, а прямые линии, соответствующие ребрам графа, не имеют общих точек (за исключением концов), то эта диаграмма называется геометрической реализацией графа, а такой граф – планарным, или плоским.

1. Алгоритм генерации

1.1. Общие сведения

Получение предельно плоского графа минимального веса на основе графа Керни сопряжено с выполнением одновременно двух критериев – получение плоского графа с максимально возможным количеством ребер и с минимальным весом.

Следует отметить, что первый из критериев имеет больший вес, так как он является необходимым условием алгоритма, второй же является вспомогательным.

Граф минимального веса создается на основе пустого графа, содержащего вершины исходного графа, и состоит из ребер исходного графа, имеющих минимальный вес среди остальных, при этом не пересекающихся друг с другом [3]. Ребра добавляются до состояния насыщения, при котором ни одного ребра более нельзя добавить.

1.1.1. Входные данные

Взвешенный граф Керни $K(V, E)$, $n = |V|$, матрица весов ребер $A[n, n]$, матрица $G[n, 2]$, содержащая координаты вершин графа, пустой граф $K'(V, E')$, содержащий множество вершин V графа K и множество ребер $E' = \emptyset$

1.1.2. Ход генерации

1. Формируем множество E'' на основе множества ребер E графа K и сортируем его по возрастанию.

2. Осуществляем циклический просмотр множества E'' , начиная с нулевого элемента. Если текущее ребро $R_n = E''\{i\}$, $R_n \cap E' = \emptyset$, то добавляем это ребро в граф K' .

3. Если $E''\{i\} \neq \emptyset$, то $i = i + 1$ и возвращаемся на шаг 3.

1.1.3. Выходные данные

Взвешенный предельный граф $K'(V, E')$ минимального веса, модифицированная матрица весов ребер $A[n, n]$.

Подробное пошаговое рассмотрение всех алгоритмов приведено ниже.

1.2. Рассмотрение работы алгоритма

1.2.1. Шаг 1

Формируем множество E'' на основе множества ребер E графа K и выполняем сортировку по возрастанию весов ребер в его составе методом быстрой сортировки [5]. Результатом этого действия

является множество, в котором ребра с большим последовательным номером имеют больший вес.

1.2.2. Шаг 2

При формировании множества ребер E' графа K основной задачей является добавление только тех ребер из отсортированного множества E'' , которые в составе графа K' не вызовут возникновения пересечений. Для этого производится итерационное выявление возможности возникновения пересечений между добавляемым ребром и ребрами, входящими в множество ребер E' графа K' . За каждую итерацию производится одна попытка выявления возможности пересечения между добавляемым и текущим ребрами из множества E' .

Пусть обрабатывается два ребра R_n и R_m , вершинами которых являются V_{n1} , V_{n2} и V_{m1} , V_{m2} соответственно. Эти вершины имеют следующие координаты:

$V_{n1}\{G_{n1,0}, G_{n1,1}\}$ для краткости обозначим $V_{n1}\{x1, y1\}$;

$V_{n2}\{G_{n2,0}, G_{n2,1}\} - V_{n2}\{x2, y2\}$;

$V_{m1}\{G_{m1,0}, G_{m1,1}\} - V_{m1}\{x3, y3\}$;

$V_{m2}\{G_{m2,0}, G_{m2,1}\} - V_{m2}\{x4, y4\}$.

Для выявления пересечения ребер составляется система канонических уравнений прямых l_n и l_m , проходящих соответственно через ребра графа R_n и R_m :

$$\begin{cases} \frac{x - x_1}{x_2 - x_1} = \frac{y - y_1}{y_2 - y_1}, \\ \frac{x - x_3}{x_4 - x_3} = \frac{y - y_3}{y_4 - y_3}, \end{cases}$$

решая которую, получаем координаты точки пересечения прямых $\{x_i, y_i\}$ в том случае, если они пересекаются, или $\{\emptyset\}$ в противном случае.

Далее выявляется вопрос принадлежности точки пересечения прямых $\{x_i, y_i\}$ ребрам графа. Для этого используем выражение

$$(x_i \in [x_1, x_2]) \vee (x_i \in [x_3, x_4]) \vee (y_i \in [y_1, y_2]) \vee (y_i \in [y_3, y_4]), \quad (1)$$

принимая значение ИСТИНА в случае принадлежности точки обоим ребрам графа.

В том случае, если выражение принимает значение ЛОЖЬ, то итерационное выявление пересечений для ребра R_n оканчивается и производится переход на Шаг 3, иначе – производится переход к следующему ребру множества E' .

Если в ходе выполнения всех итераций выражение (1) ни разу не приобрело значение ЛОЖЬ, то ребро R_n не вызывает возникновения пересечений в графе K' и добавляется в множество ребер E' графа K' .

1.2.3. Шаг 3

Производится переход к следующему ребру во множестве E'' . Если таковое есть, то осуществляется переход на Шаг 2, иначе – генерация останавливается.

В ходе работы алгоритма граф изначально строится на основе ребер минимального веса, а затем максимально насыщается ребрами.

Составляя на начальных итерациях граф исключительно из ребер, имеющих минимальный вес, получаем соответственно граф, имеющий минимально возможный вес. Затем, насыщая его ребрами, получаем предельно плоский граф.

Таким образом, выполняется изначально поставленное условие получения предельно плоского графа минимального веса.

2. Анализ сложности алгоритма

Сложность алгоритма N определяется по формуле

$$N = \sum_{j=1}^k (P)^i,$$

где P – сложность шага алгоритма, k – количество шагов алгоритма, i – количество итераций на шаге.

Исходный граф Керни имеет $q = \frac{1}{2} n(n-1)$ ребер. В ходе выполнения алгоритма на его основе создается пустой граф, имеющий ту же топологическую структуру вершин, однако ребра в нем отсутствуют. Соответственно число итераций, необходимое для генерации предельно плоского

графа, будет напрямую зависеть от числа ребер этого предельно плоского графа.

Для любого предельно плоского графа, не содержащего циклов, выполняется условие $q = 3(n-2) - (k-3)$, где n – количество вершин, k – количество внешних ребер, q – количество ребер.

Таким образом, для получения предельно плоского графа на основе исходного графа необходимо выполнить $3(n-2) - (k-3)$ итераций алгоритма.

Определим сложность для каждого из шагов алгоритма.

Шаг 1 – средняя сложность алгоритма быстрой сортировки составляет $\frac{1}{6} n \log(n)$, что и является сложностью данного шага.

Шаг 2 – итерационное выявление возможности возникновения пересечений при добавлении ребра, в наихудшем случае (когда производится полный перебор всех $\frac{1}{2}(3(n-2) - (k-3))$ ребер получаемого плоского графа) требует $(\frac{1}{2}(3(n-2) - (k-3)))^2$ итераций.

Шаг 3 – не имеет весомой вычислительной сложности, поэтому примем его вычислительную сложность равной 1.

В наихудшем случае сложность алгоритма имеет следующий вид:

$$\frac{n \log(n)}{6} + \left(\frac{(3(n-2) - (k-3))^2}{4} + 1 \right)^{(3(n-2) - (k-3))}.$$

Выражение имеет экспоненциальную форму, что в общем случае не является хорошим показателем для алгоритма. Однако следует учесть, что рассматривался наихудший вариант, однако на практике результаты могут быть несколько иными.

В целях более точного выявления сложности алгоритма было проведено экспериментальное тестирование работы алгоритма. Для этого была составлена программа на языке «Паскаль», а также набор типовых тестов, основанных на графах Керни, имеющих вид правильных многоугольников с количеством вершин 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14,

15, 16, 17, 18, 19, 20 и соответственно количеством внешних ребер 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20.

Результаты проведенного эксперимента приведены в табл. 1.

Таблица 1

Результаты эксперимента

Число вершин n	Число внешних ребер k	Число итераций C	$\frac{\ln(C)}{\ln(n)}$
4	4	355	4.235838
5	5	865	4.20192
6	6	1706	4.153407
7	7	3157	4.140673
8	8	5346	4.128081
9	9	8262	4.104916
10	10	12682	4.103188
11	11	18062	4.08757
12	12	26180	4.093816
13	13	35144	4.080864
14	14	47482	4.080285
15	15	62784	4.079487
16	16	79214	4.068367
17	17	102345	4.071739
18	18	126419	4.064307
19	19	157117	4.063506
20	20	191895	4.060678

Результаты эксперимента в графическом виде показаны на рис. 1.

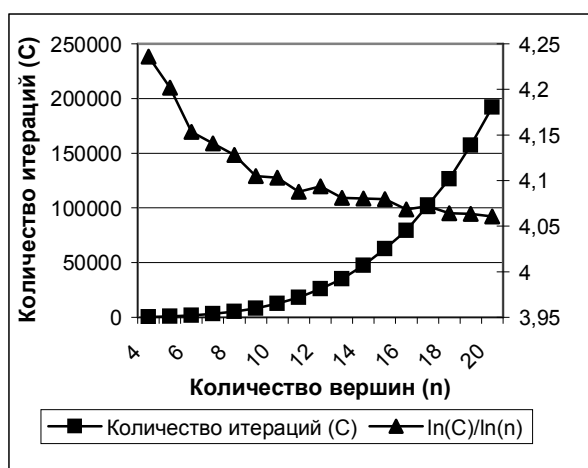


Рис. 1. Зависимость количества итераций от числа вершин

Результатом анализа результатов эксперимента стали следующие выводы:

- зависимость числа итераций от количества вершин имеет степенную зависимость, что наглядно показывает логарифмическое соотношение;
- степенное значение сложности алгоритма $\approx 4,1$;
- логарифмическое отношение имеет стойкую тенденцию к уменьшению и стремится к 4.

Заключение

В статье проведен анализ применения разновидности графов – плоских графов – в современной человеческой деятельности, в частности, в сфере проектирования и построения сетей передачи данных для авиационной отрасли. Изложен алгоритм генерации предельно плоского графа минимального веса на основе взвешенного неориентированного графа Керни, произведен анализ и расчет сложности алгоритма.

Применение данного алгоритма при проектировании топологии сетей передачи данных позволит снизить затраты на построение и значительно ускорить сам процесс проектирования.

Литература

1. Зыков А.А. Основы теории графов. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. – 384 с.
2. Филиппс Д., Гарсиа-Диас А. Методы анализа сетей: Пер. с англ. – М.: Мир, 1984. – 496 с.
3. Кристофидес Н. Теория графов. Алгоритмический подход. – М.: Мир, 1978. – 434 с.
4. Нечепуренко М.И., Попков В.К., Майнагашев С.М. Алгоритмы и программы решения задач на графах и сетях. – Новосибирск: Наука. Сиб. отделение, 1990. – 576 с.
5. Вирт Н. Алгоритмы и структуры данных: Пер. с англ. – М.: Мир, 1989. – 360 с.

Поступила в редакцию 21.01.04

Рецензент: канд. техн. наук А.В. Калмыков, директор ООО «Интерпорт», г. Харьков

УДК 004.78

Л.А. ГОРДИЕНКО, Е.П. КИРИЧУК

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

ПРОБЛЕМА ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ В ЛИСТОВОЙ ШТАМПОВКЕ

Приведен анализ современного состояния проблемы интеллектуальной поддержки принятия проектных решений в технологической подготовке производства деталей листовой штамповкой. Рассмотрены передовые САПР, представленные в настоящее время на рынке. Показаны их достоинства и недостатки. Обоснована необходимость интеллектуальной поддержки технолога при технологической подготовке листоштамповочного производства – в процессе проектирования оснастки, разработке технологических процессов, выборе оборудования. Предложена интеллектуальная технология поддержки принятия решений в ТПП, а также интеллектуальная СППР, обеспечивающая поддержку технолога при технологической подготовке изготовления деталей листовой штамповкой.

искусственный интеллект, листовая штамповка, СППР, поддержка принятия решений, ТПП

Введение

В настоящее время на рынке присутствует большое количество разнообразных САПР [1 – 6]. Разработчики подавляющего большинства подобных систем пошли по пути визуализации проектирования, предлагая мощные графические средства автоматизации создания чертежа детали и поддерживая автоматизацию формирования документации. Такие системы оказывают значительную помощь в конструкторской подготовке производства, автоматизируют рутинные процессы в ТПП, но творческие задачи тем не менее остаются за технологом.

Целью данной статьи является обоснование необходимости интеллектуальной поддержки принятия решений в ТПП деталей листовой штамповкой и разработка интеллектуальной технологии для решения указанной проблемы.

1. Состояние проблемы поддержки принятия решений в ТПП деталей листовой штамповкой

Технологическая подготовка производства является самым длительным процессом от постановки задачи до ее реализации. Сокращение сроков ТПП – необходимое условие конкурентоспособности предприятия.

В современных условиях отечественные предприятия столкнулись с проблемой выбора подходящего средства для своей инфраструктуры. Хорошо зарекомендовавшие себя и успешно используемые крупными предприятиями западные средства, такие, как CATIA, Unigraphics, не могут помочь украинским предприятиям из-за несоответствия стандартов и высоких цен рабочего места.

Современные российские программные средства автоматизации подготовки производства можно разделить на два класса. В основе первого класса лежит принцип «смотри и выбирай». К первому классу относятся следующие системы: КОМПАС, T-FLEX. Работа с такими системами сводится к заполнению или редактированию предлагаемых экранных форм, выбору элементов оснастки из соответствующих таблиц.

Система КОМПАС-ШТАМП [3] ориентирована на проектирование штампов различных конструкций для разнообразных операций холодной листовой штамповки (вырубка, пробивка, отрезка, гибка, отбортовка, формовка и т.д.).

Штамп в системе КОМПАС-ШТАМП рассматривается как сложная конструкция, которая состоит из набора элементов. В качестве элементов конструкции выступают отдельные детали штампа (пуан-

сон, матрица и т.д.), технологические системы (система крепежа, система фиксации заготовки, система выталкивания детали из зоны формообразования и т.д.), сборочные единицы (блок, пакет, направляющие устройства и т.д.), отдельные конструктивные элементы штампов (рабочая зона штампа, рабочая часть пуансона и т.д.).

Проект конструкции штампа формируется конструктором путем выбора составляющих элементов конструкции, их вариантов, предлагаемых системой («смотри и выбирай»).

T-FLEX/Ша́мпы — это система автоматизации процесса проектирования штампов для холодной листовой штамповки [4]. Система предназначена для специалистов в данной предметной области и ориентирована на совмещенное проектирование основного объекта и технологической оснастки для его изготовления.

Работа конструктора в системе T-FLEX/Ша́мпы строится по принципу «смотри и выбирай», то есть процесс проектирования сводится к заполнению или редактированию содержимого полей экранных форм, выбору элементов из таблицы и работе с параметрическими чертежами.

Система T-FLEX/Ша́мпы служит для проектирования разделительных, формообразующих и комбинированных штампов ХЛШ, предназначенных для получения деталей произвольной конфигурации из различных материалов толщиной до 10 мм и габаритами до 1000 мм.

Помимо конструкторских задач в системе T-FLEX/Ша́мпы решаются технологические вопросы, связанные с проектированием штампов: проверка штампуемой детали на технологичность, получение оптимального однорядного и двухрядного раскроя, расчет развертки гнутой детали, расчет количества переходов и размеров полуфабрикатов при вытяжке осесимметричных деталей и др.).

Для работы с такими системами от специалиста потребуются знание сути процессов проектирования

штампов, выбора оборудования и навыки работы с самой системой.

Ко второму классу относятся системы, предусматривающие автоматизацию написания технологических процессов (ТП). Подобные системы предусматривают интеллектуализацию разработки ТП, но для этого в каждом конкретном случае их внедрения технолог должен сначала обучить систему. Это такие системы, как ТехноПро, СПРУТ, Adem, TechCard.

Появление СПРУТ-технологии связано с попыткой создания систем комплексной автоматизации предприятий на основе объединения различных западных пакетов. Результат оказался отрицательным. Затем появилась интегрированная инструментальная система автоматизированного проектирования СПРУТ [5]. В системе предусмотрено три категории пользователей:

- программисты-разработчики новых подсистем, расширяющих область применения САПР;
- технологи, конструкторы, являющиеся носителями знаний в своей предметной области;
- конечные пользователи-специалисты, выполняющие работы по проектированию ТП с применением готовых систем.

Система позволяет:

- гибко управлять созданием изделия на базе единого информационного пространства предприятия;
- формировать, накапливать и рационально использовать интеллектуальные ресурсы предприятия;
- автоматизировать производственные процессы на базе новых информационных технологий (искусственный интеллект);
- обеспечить информационную интеграцию подсистем.

При условии, когда технолог нуждается в интеллектуальной поддержке, и при имеющихся преимуществах системы остаются открытыми вопросы о том, какие знания и из каких источников нужны для

решения поставленной задачи, как оценить качество знаний.

За последние несколько лет система ТехноПро стала эталоном программных средств автоматизации технологического проектирования. Какой бы набор систем ни использовался на предприятии или ни планировался к приобретению и внедрению (SolidWorks, Pro/Engineer, Unigraphics, CATIA, AutoCAD, T-FLEX CAD), система ТехноПро обеспечит решение всех задач технологического проектирования по данным, получаемым из CAD/CAM и PDM систем, а также передачу сводных технологических данных в АСУП/ERP и PDM. В ТехноПро реализованы конструкторская и технологическая подготовка производства.

Система T-FLEX/ТехноПро создано как средство, не подменяющее технолога, но существенно ускоряющее и упрощающее проектирование технологии, выбор необходимой оснастки и инструментов, формирование документации. T-FLEX/ТехноПро – это не просто база данных для заполнения технологических карт, а именно система проектирования ТП. В T-FLEX/ТехноПро заложена возможность ее обучения пользователями и самообучения на примерах технологии конкретного производства. Обучение системы ведется технологическими понятиями, без какого-либо языка программирования. Основой для обучения являются ТП изготовления конкретных изделий, технология изготовления которых уже отлажена на производстве.

Диалоговый режим обеспечивает формирование ТП без предварительного обучения системы путем выбора курсором мыши необходимых операций, оснастки и т.д. Выбор технологического оснащения производится из информационной базы системы. В информационной базе содержатся каталоги всех составляющих ТП: наименование операций, оборудование, приспособления, заготовки.

Деятельность технолога строится исходя из принципа «смотри и выбирай». При этом от техно-

лога требуется: понимание сути процессов ТП, умение управлять системой. Процесс проектирования ТП сводится к заполнению или редактированию содержимого полей экранных форм, выбору элементов из таблицы. Вся остальная работа выполняется в автоматическом режиме.

Система проектирования технологических процессов ADEM TDM в разработана в рамках интегрированной системы ADEM [2]. Изначально система была ориентирована на проектирование техпроцессов механообработки, но по мере ее развития был создан универсальный техпроцесс (для всех типов производства), а также техпроцессы гальваники, лакокраски, сборки, сварки и др.

По виду описания в ADEM допускается создание маршрутных, операционных, маршрутно-операционных ТП. В ходе проектирования технолог сам решает, выносить ли конкретную операцию на отдельную операционную карту или достаточно дать ее описание в маршрутной карте.

Для адаптации системы проектирования ТП под нормы своего предприятия специалисту следует обратиться в офисы компании Omega ADEM Technologies Ltd и пройти соответствующее обучение. Следовательно, для работы с системой «ADEM» технолог должен знать процесс проектирования штампов, иметь навыки работы с системой, а также дополнительные навыки инженера по знаниям, так как систему требуется предварительно обучить. Это потребует дополнительных временных затрат: на обучение специалиста, получение знаний и затем на обучение системы.

Проведенный обзор и анализ СППР свидетельствует о том, что большинство из них не способны помочь технологу при ТП листоштамповочного производства. Таким образом, разработка моделей и алгоритмов для реализации ИИМ СППТР является актуальной задачей.

Традиционные СППР принадлежат к категории пассивных информационных ресурсов, так как они

не способны вести технолога и помогать ему при ТП производства. Поэтому необходимо использовать интеллектуальные СППР. Любое решение технолога опирается на анализ имеющейся информации. А важнейшими качествами данных, используемых в процессе решения, является их актуальность, полнота и объективность. Поэтому необходимо обеспечить интеграцию данных между подразделениями предприятия. Наиболее эффективно это можно осуществить, используя мультиагентную технологию.

2. Интеллектуальная СППР для ТПП деталей листовой штамповкой

Для поддержки принятия технологических решений в технологической подготовке листоштамповочного производства разработана интеллектуальная система поддержки принятия решений – «КВАНТ-Листовая штамповка».

Система включает в себя подсистемы «КВАНТ-Штамп» и «КВАНТ-Оборудование ЛШ», обеспечивающие интеллектуальную поддержку технолога при решении творческих задач, встречающихся в процессе проектировании оснастки, при разработке технологических процессов и выборе оборудования [8, 9].

Система позволяет создавать и использовать квантовые базы знаний для поддержки принятия решений технологом листоштамповочного цеха при проектировании технологического процесса, при проектировании штампа, выборе типа оборудования.

Входными данными для системы является задание ОГТ на изготовление детали, чертёж детали, тип производства, материал, требуемая точность изготовления, заказ.

Выходными данными является технологический процесс на изготовление заданной детали.

Подсистема листовой штамповки работает в следующих режимах:

1. Режим работы технолога-эксперта с инженером по знаниям:

- обучение на примерах (ввод выборки сценарных примеров обучающих знаний для создания БЗ);
- обучение на ТЭД (ввод таблицы экспериментальных данных для создания БЗ);
- дообучение и переобучение (необходимо использовать при появлении новых технологий, для этого необходимо ввести сценарные примеры обучающих знаний или таблицы экспериментальных данных, содержащих информацию о задаче, при выполнении которой система не смогла найти решения).

2. Режим работы технолога-пользователя:

- задание детали (создание чертежа детали и задание дополнительной информации при помощи графического редактора);
- проектирование оснастки (принятие решений с помощью БЗ для выбора типа раскроя, типа штампа, подбора рабочих, направляющих, фиксирующих, крепежных деталей штампа; расчет параметров выбранных деталей штампа);
- выбор оборудования (принятие решений с помощью БЗ для проектирования ТП и выбора типа оборудования).

Архитектура системы «КВАНТ-Листовая штамповка» представлена на рис. 1 и включает следующие модули.

1. Ввод детали (графический редактор для создания и редактирования чертежа детали, задания дополнительных параметров детали, расчета площади и периметра детали).

2. Выбор типа раскроя (модуль выбирает оптимальный тип раскроя, используя БЗ с учетом имеющихся материалов на складе).

2.1. Расчет $K_{им}$ (по выбранному типу раскроя и используемому материалу модуль рассчитывает $K_{им}$ с учетом текущего состояния склада).

2.2. Расчет количества деталей на листе (по выбранному типу раскроя и используемому материалу модуль рассчитывает количество деталей на листе).

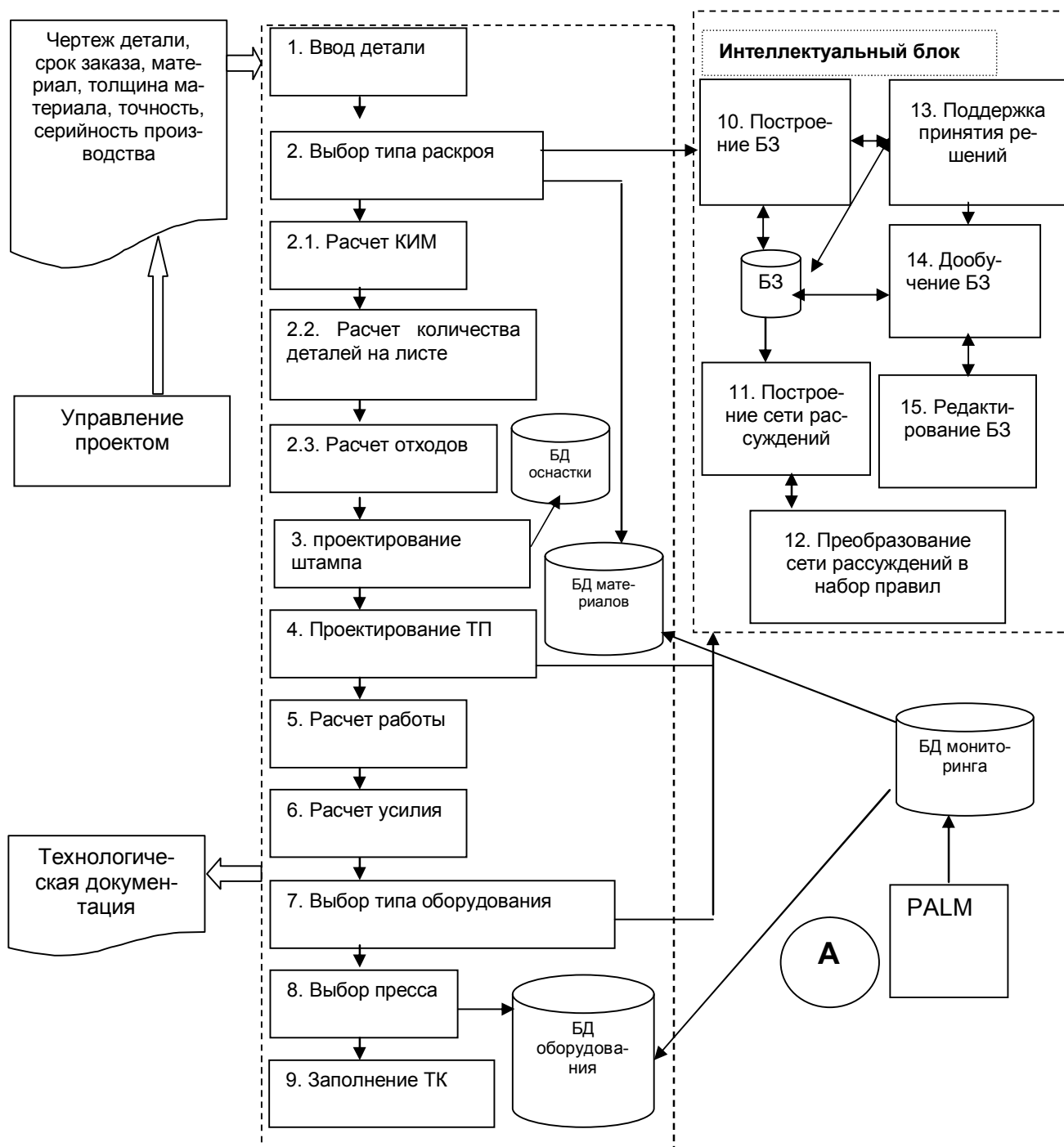


Рис. 1. Архитектура подсистемы «Листовая штамповка»

2.3. Расчет отходов (по выбранному типу раскроя и используемому материалу модуль рассчитывает количество отходов).

3. Проектирование штампа (выбирает тип штампа, определяет рабочие, направляющие, фиксирующие, крепежные детали штампа на основе использования БЗ и с учетом украинских стандартов).

4. Проектирование технологического процесса (модуль проектирует ТП, используя БЗ).

5. Расчёт работы (модуль рассчитывает работу для выполнения штамповочной операции).

6. Расчет усилия (модуль рассчитывает усилие для выполнения штамповочной операции).

7. Выбор типа оборудования (модуль выбирает тип оборудования, используя БЗ).

8. Выбор прессы (модуль выбирает пресс с учетом работы, усилия и текущего состояния производства: наличие, исправность, занятость станка, наличие рабочего).

9. Заполнение ТД (модуль производит автоматическое заполнение технологической документации в виде технологических карт и спецификаций на штамп).

10. Модуль построения сети рассуждений (модуль строит сеть рассуждений по БЗ).

11. Модуль построения сети рассуждений (модуль строит БЗ и сеть по сценарным примерам обучающихся знаний или по ТЭД).

12. Модуль преобразования сети рассуждений в набор правил.

13. Модуль поддержки принятия решений (модуль находит решение для заданной производственной ситуации, опираясь на БЗ, и формирует объяснение предложенного решения).

14. Модуль дообучения (модуль производит дообучение БЗ, используя дополнительные обучающие примеры).

15. Модуль редактирования БЗ.

Программная реализация – подсистема «Листовая штамповка» была реализована с помощью интегрированной среды программирования Delphi 7.0 с использованием объектно-ориентированной парадигмы программирования.

При проектировании оснастки система оперирует метазнаниями, предостерегая от возможных ошибок и подсказывая правильный шаг в текущей ситуации.

Система обеспечивает автоматическое формирование технологической документации в виде технологических карт и спецификаций на штамп.

Представляемая интеллектуальная система поддержки принятия решений «КВАНТ-Листовая штамповка» входит в состав интеллектуальной интегрированной мультиагентной системы поддержки принятия технологических решений в авиационном производстве «КВАНТ+», разработанной аспирантами и сотрудниками кафедры «Программное обеспечение компьютерных систем» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт» под руководством профессора И.Б. Сироджи.

Источниками знаний являются: справочники, ГОСТы, отраслевые нормалы, производственные инструкции, нормативные документы и т.п.

В основе системы лежит квантовый подход в инженерии знаний, разработанный профессором И.Б. Сироджей [7].

Система «КВАНТ+» позволяет учесть главные составляющие информационного поля технолога:

1) информацию и каналы получения информации по результатам функционирования отделов ОГК и ОГТ (включая конструкторские и технологические базы знаний);

2) производственный мониторинг (сбор информации о текущем состоянии производства);

3) информацию, содержащуюся в рыночных продуктах CAD\CAM\CAE\PDM;

4) информацию о сценарии работ цехового технолога (посредством цеховых систем поддержки принятия технологических решений).

Система «КВАНТ+» состоит из трех уровней: верхний уровень – управление проектами (ОГТ); средний уровень – поддержка цехового технолога (цеховые системы поддержки принятия технологических решений); нижний уровень – мониторинг текущего состояния производства.

Обеспечение среднего и верхнего уровней актуальной информацией о текущем состоянии производства, полученной с нижнего уровня, происходит посредством интеллектуальных агентов [1, 6].

Заключение

Экономическая эффективность интеллектуализации проектирования технологического процесса листовой штамповки определяется сокращением в несколько раз сроков проектирования, повышением качества решений, снижением себестоимости изготовления документации.

Профессиональные знания технологов являются наиболее ценным ресурсом предприятия – его интеллектуальным капиталом. Сохранение знаний ведущих специалистов является одной из наиболее важных проблем современного предприятия. В связи с этим разработка интеллектуальных систем, способных хранить, обрабатывать и пополнять знания опытных специалистов является необходимым условием успешного функционирования современного предприятия, обеспечивает сохранение позиций на рынке и освоение новых ниш.

Литература

1. Шостак И.В., Гордиенко Л.А., Киричук Е.П., Топал А.С. Проблемы разработки мультиагентной интеллектуальной интегрированной системы поддержки принятия решений в авиационном

производстве // Авиационно-космическая техника и технология. – 2003. – № 43. – С. 14 – 22.

2. Быков А. Цеховая САПР на базе ADEM A7 // САПР и Графика. – 2003. – № 12. – С. 69 – 71.

3. Добровольская М. КОМПАС-ШТАМП 5.4 – новая версия САПР штампов // САПР и Графика. – 2002. – № 3. – С. 48 – 49.

4. Петров П., Флотских Д. Опыт разработки САПР технологического процесса штамповки с применением T-FLEX CAD // САПР и Графика. – 2003. – № 12. – С. 82 – 84.

5. Кузьмин Б., Романов А., Савинов А. “Спрут-Штамп” – решение “СПРУТ-Технологии” в автоматизации проектирования штампов // САПР и Графика. – 2002. – № 3. – С. 50 – 53.

6. Шостак И.В., Топал А.С. Интеллектуализация процессов технологической подготовки производства на основе мультиагентной технологии // Вестник двигателестроения. – 2003. – № 2. – С. 187 – 191.

7. Сироджа И.Б. Квантовые модели и методы искусственного интеллекта для принятия решений и управления. – К.: Наук. думка, 2002. – 428 с.

8. Гордиенко Л.А. Интеллектуальная подсистема поддержки принятия технологических решений при проектировании оснастки в заготовительно-штамповочном производстве // Проблемы бионики. – 2002. – № 57. – С. 55 – 60.

9. Киричук Е.П. Индуктивный подход к построению квантовой базы знаний для поддержки принятия технологических решений // Міжнародна конференція з індуктивного моделювання МКІТ. – 2002. – С. 55 – 59.

Поступила в редакцию 08.04.04

Рецензент: д-р техн. наук, доц. И.Б. Туркин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков

УДК 629.7.028.6

Левшанов В.С., Кирюшина В.В., Русин М.Ю. **Оцінка проектної надійності антенних обтічників літальних апаратів** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 3 (11). – С. 5 – 10.

Побудовано математичну модель й обрано алгоритми розрахунку ймовірності безвідмовної роботи радіопрозорих обтічників літальних апаратів на етапі їхнього ескізного проектування. Для оцінки ймовірності безвідмовної роботи з радіотехнічних характеристик запропоновано два методи: засновані на використанні наближення Судакова і на теорії викидів випадкових процесів. Для оцінки міцнісної надійності застосовується метод статистичних випробувань. Запропоновано методику крапкової та інтервальної оцінки проектної надійності обтічників.

Іл. 1. Бібліогр.: 6 назв

УДК 629.7.036: 621.762

Гайдачук О.В. **Стан і перспективи застосування композиційних матеріалів у газотурбінних двигунах літальних апаратів** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 3 (11). – С. 11 – 20.

Проаналізовано стан застосування композиційних матеріалів у газотурбінних двигунах літальних апаратів. Показано їхні переваги у специфічній для двигунів сфері застосування, типові конструктивно-технологічні рішення, проблеми. Розглянуто перспективу застосування у двигунобудуванні України.

Іл. 5. Бібліогр.: 22 назви

УДК 539.375, 539.376

Баженов В.А., Гуляр О.И., Пискунов С.О. **Математическое моделирование напряженно-деформированного состояния и разрушение элементов конструкций авиационных двигателей** // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 3 (11). – С. 21 – 27.

Приведено описання розробленої методики рішення задач континуального і дискретного розрушення просторових тіл методом кінцевих елементів. Виконані дослідження впливання урахування зовнішніх силових впливів на тривимірний характер напружено-деформованого стану і ресурс елочного з'єднання лопаток авіаційного газотурбінного двигателя. Решена задача об визначенні траєкторії магістральної тріщини в колесі вентилятора.

Іл. 9. Бібліогр.: 9 назв.

УДК 629.735

Воробйов Ю.А., Воронько В.В. **Перспективні прилади для реалізації процесу дорнування отворів** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 3 (11). – С. 28 – 32.

Проаналізовано основні типи пристроїв, що застосовуються для дорнування отворів; показано переваги імпульсного способу дорнування; описано принцип дії, подано технічні характеристики магнітно-імпульсних і пневмоімпульсних пристроїв дорнування отворів.

Іл. 1. Табл. 1. Бібліогр.: 5 назв

УДК 539.373

Нарижний О.Г. **Накопичення переміщень в товстостінальному циліндрі, зумовлене ударами оболонок** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 3 (11). – С. 33 – 37.

Теоретично вивчено закономірності зміни розміру й форми внутрішньої поверхні товстостінального циліндра скінченної довжини, викликаних циклічною ударно-контактною взаємодією з послідовним рядом оболонок під впливом імпульсного тиску.

UDC 629.7.028.6

Levshanov V., Kiryushina V., Rusin M. **Estimation of design reliability of antenna fairings of flight vehicles** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 3 (11). – P. 5 – 10.

The mathematical model is constructed and the algorithms of calculation of probability of non-failure of radiotransparent fairings of flight vehicles at a stage(phase) of their initial designing are selected. For an estimation of probability of non-failure under the radio characteristics two methods are offered: founded on usage of an approaching Nôääêîââ and on the theory of lets of stochastic processes. The method of statistical tests is applied to an estimation of strength reliability. The technique of a dot and interval estimation of design reliability of fairings is offered.

Fig. 1. Ref.: 6 items.

UDC 629.7.036: 621.762

Gajdachuk O. **Condition and prospect of using composite materials in turbojet engines of aircrafts** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 3 (11). – P. 11 – 20.

Analyzed the condition of composite materials usage in turbojet engines of aircrafts. Shown their advantage in specific application of engine designing, standard constructive-technological decisions and problems. Considered prospect of using the composite materials in Ukrainian airplane engine designing.

Fig. 5. Ref.: 22 items.

UDC 539.375, 539.376

Bazhenov V., Guliar O., Piskunov S. **Mathematical modelling of stress-strained state and failure of aviation engine structure elements** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 3 (11). – P. 21 – 27.

The developed method to solve the problems of continual and discrete failure of spatial bodies by the finite elements method has been discribed. Effect of allowance for external loadings on three dimensional character of the stress-strained state and resource of joint of the aircraft gas-turbine engine has been investigated. A problem on determination of the main crack trajectory in the fan wheel has been solved.

Fig. 9. Ref.: 9 items.

UDC 629.735

Vorobyov Yu., Voronko V. **Perspective devices for realization of process mandrelling apertures** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 3 (11). – P. 28 – 32.

In article the basic types of devices used for mandrelling of holes are analysed; advantages of a pulse way mandrelling are shown; the principle of action is described, characteristics of magnetopulse and pneumopulse devices mandrelling apertures are given.

Fig. 1. Tabl. 1. Ref.: 5 items.

UDC 539.373

Narizhni A. **Displacement accumulations of the thick-walled cylinder subjected by shell impacts** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 3 (11). – P. 33 – 37.

Are theoretically studied of regularity of resizing and shape of an internal surface of a thick-walled finite-length cylinder due to cyclical shock -contact interacts with sequence of shells subjected to pulse pressure.

Fig. 7. Ref.: 4 items.

Лл. 7. Бібліогр.: 4 назви

УДК 681.7.068.4

Филипенко О.І. **Визначення параметрів взаємного розташування оптичних волокон при їх з'єднанні зваренням** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 3 (11). – С. 38 – 44.

Параметри позиціонування визначено оптичним телевізійним методом контролю з використанням поперечного зондування оптичного волокна широким пучком рівномірної освітленості. Запропоновано геометричну модель і отримано математичні вирази для визначення параметрів позиціонування: поперечного, поздовжнього зсувів і кута взаємного нахилу осей волокон. Розміщення осей оптичних волокон визначено з використанням принципу узгодженої фільтрації за координатами максимального значення автозгортки вимірної інтенсивності. Параметри позиціонування визначено з умов апроксимації осей волокон лінійним трендом.

Лл. 12. Табл. 1. Бібліогр.: 3 назви

УДК 533.6.011.5

Базима Л.О. **Чисельне моделювання нестационарної ударної взаємодії з обтічним затупленим тілом** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 3 (11). – С. 45 – 50.

Проведено чисельне моделювання обтікання півсфери при симетричному та несиметричному енергопідведенні в потік, коли підведення енергії здійснюється під кутом 90° до вектора швидкості надзвукового потоку, що набігає. Розглянуто два варіанти форми теплової плями: осесиметрична пляма (тонкий диск у двовірній постановці) і тепла пляма у вигляді еліпсоїда (у трьохірній постановці), головна вісь якого була перпендикулярна осі симетрії. Встановлено, що параметри енергопідведення суттєво впливають на перебудову течії, оскільки їхня комбінація суттєвим чином впливає на властивості сліду за ним і відповідно на тиск гальмування й опір конфігурації.

Лл. 5. Бібліогр.: 7 назв

УДК 539.3

Баженов В.А., Дехтярюк Е.С., Отрашевская В.В., Гончаренко М.В. **Стабилизация стойкости постоянных колебательных режимов динамических систем при комбинированном возбуждении** // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 3 (11). – С. 51 – 58.

Изучены вопросы, связанные с анализом возможности стабилизации с помощью дополнительного случайного возбуждения динамических состояний упругих систем, обусловленных детерминированной периодической параметрической нагрузкой. Рассмотрено параметрическое возбуждение, которое является суммой гармонического и экспоненциально-коррелированного гауссовского случайного возбуждений. При определенных параметрах дополнительной случайной нагрузки имеет место эффект стабилизации. Границы областей динамической устойчивости строятся, исходя из определения устойчивости относительно моментных функций. Соответствующие дифференциальные уравнения для этих функций получены на основе аппроксимации экспоненциально-коррелированного нормального случайного процесса случайным процессом с ограниченным количеством состояний. Проведено сравнение результатов исследований с соответствующими данными, полученными на основе метода усреднения Стратоновича - Хасминского для стохастических дифференциальных уравнений. Рассмотрена задача о динамической устойчивости круговой цилиндрической обо-

UDC 681.7.068.4

Filipenko A. **Determine of mutual position parameters of optical fibers at there connection by splicing** // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 3 (11). – P. 38 – 44.

Positioning parameters are determined by optical television control method with use of optical fibers cross sounding by wide beam of uniform intensity. Geometrical model was proposed and mathematical equation for determine of positioning parameters (transversal, longitudinal displacement and fiber axis mutual inclination angle) were obtained. Optical fibers axis position is determined with use of agreed filtration principal by coordinates of measured intensity autoconvolution maximum. The positioning parameters are determined from conditions of fibers axis approximation by line trend.

Fig. 12. Tabl. 1. Ref.: 3 items

UDC 533.6.011.5

Bazyma L. **Numerical simulation of the unsteady shock interaction of blunt body flows** // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 3 (11). – P. 45 – 50.

The numerical simulation of the hemi-sphere streamline at both the symmetric and asymmetric power supply in the flow, when the power supply is realized at an angle 90° with the velocity vector of the supersonic contrary flow, is conducted in this work. The two types of the heat spot form are considered: axis-symmetric spot (fine disk in the two-dimensional space) and the heat spot in the ellipsoidal form (the three-dimensional space), the main axis of which is perpendicular to the symmetry axis. It is defined that the power supply parameters (both the heat spot configuration and the power supply intensity) influence greatly on the flow re-formation. This effects considerably on the spot properties behind the flow and on the stagnation pressure and configuration resistance consequently.

Fig. 5. Ref.: 7 items

UDC 539.3

Bazhenov V.A., Dekhtiarouk E.S., Otrachevskaya V.V., Goncharenko M.V. **Stabilization of steady oscillations state of dynamic systems under combined excitation** // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 3 (11). – P. 51 – 58.

The possibility of stabilization using additional random influence of dynamic states of elastic systems under deterministic periodic parametric loading is investigated. Parametric loading is considered as sum of harmonic and exponentially correlated Gaussian random loading. Under certain parameter of additional random influence take place effect of stabilization. The boundaries of dynamic domain of stability is made with regard to moment functions. Differential equations for this functions is based on approximation of exponentially correlated Gaussian random process by random process with fixed number of state. Results of investigation is compared with corresponding data which are obtained on basis of averaging Stratonovich-Khasminsky method for stochastic differential equations. The dynamic stability of a closed circular cylindrical shell subjected to longitudinal compression is investigated.

Fig. 3. Ref.: 14 items

лочки при осевой параметрической нагрузке.
Ил. 3. Библиогр.: 14 назв.

УДК 623.46.001:533.6.011

Кулалаєв В.В. **Оцінка зниження ефективності оптичних пошукових і слідкуючих систем, в умовах застосування штучних організованих перешкод** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 3 (11). – С. 59 – 64.

Представлено основи побудови теоретичної оцінки зниження потенційної ефективності оптичних пошукових і слідкуючих систем, в умовах застосування штучних організованих оптичних перешкод для захисту літальних апаратів різного призначення. Введено систему критеріїв оцінки й визначено умови подій зриву процесів виявлення й супроводження оптичними системами об'єктів, що випромінюють штучні оптичні перешкоди з визначенням відповідних імовірностей зазначених подій.

Ил. 2. Библиогр.: 10 назв

УДК 629.7.022:533.6

Трупкін В.В., Соляник П.М. **Аеродинамічне компонування перспективного літального апарата з крилом малого подовження** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 3 (11). – С. 65 – 68.

Розглянуто особливості аеродинамічного компонування перспективного літака. Запропоновано літальний апарат з круглим крилом у плані і кабіною пілотів, що має інтегральну форму і грає роль передкрилка. Наведено аеродинамічні характеристики даного аеродинамічного компонування, що показують можливість польоту на кутах атаки більше 45 градусів.

Ил. 6. Библиогр.: 4 назви

УДК 681.3

Латкін М.О., Бондарева Т.І., Ємад А.Р. **Формалізація проектних ризиків** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 3 (11). – С. 69 – 72.

Розглянуто проблеми формалізації проектних ризиків. Сформульовано основні вимоги, які дозволили обґрунтувати вибір математичного апарату для формалізованого зображення проектних ризиків, а також провести якісний і кількісний аналіз ризиків, попередити виникнення несприятливих подій, підвищити ефективність процесів реалізації проекту.

Ил. 2. Библиогр.: 5 назв

УДК 531.781.2

Ковалюх С.В., Шевель В.В. **Автоматизація проектування тензорезисторних датчиків сили** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 3 (11). – С. 73 – 78.

Запропоновано систему алгоритмів автоматизації тензорезисторних датчиків сили (ТДС), перспективність якої продемонстровано на прикладі розробки програмного комплексу, що використовує можливості популярних пакетів SolidWorks™ та COSMOSWorks™. Запропонована система алгоритмів базується на дослідженні світового досвіду та сучасних методів проектування ТДС.

Ил. 1. Библиогр.: 5 назв

УДК 519.95:62-50

Рева О.А., Некрасов О.Б. **Генерація гранично плоского графа мінімальної ваги на основі зваженого неорієнтованого графа Керні** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 3 (11). – С. 79 – 82.

Проведено аналіз застосування різновиду графів – плоских графів – у сучасній людській діяльності, в тому

UDC 623.46.001:533.6.011

Kulalayev V. **Estimation of decline of efficiency of optical searching and watching systems in the conditions of application of the artificial organized hindrances** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 3 (11). – P. 59 – 64.

Bases of construction of theoretical estimation of decline of potential efficiency of the optical searching and watching systems in the conditions of application of the artificial organized optical hindrances are represented in work, for defence of aircraft of a different setting. The system of criteria of estimation is entered and the terms of events of derangement of processes of discovery and accompaniment by the optical systems of objects radiative artificial optical hindrances with determination of the proper probabilities of the indicated events are certain.

Fig. 2. Ref.: 10 items

UDC 629.7.022:533.6

Trupkin V.V., Solyanik P.N. **Aerodynamic configuration of the perspective aircraft with a small lengthening wing** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 3 (11). – P. 65 – 68.

In article is offered the opportunity of aerodynamic configuration of the perspective airplane. The aircraft with a round wing in the plan and with the cockpit having the integrated form and playing a slat role is offered. The aerodynamic characteristics of this airplane are showing an opportunity of flight at angles of attack more then 45 degrees.

Fig. 6. Ref.: 4 items.

UDC 681.3

Latkin M., Bondarewa T., Emad A. **Formalization of design risks** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 3 (11). – P. 69 – 72.

In article problems of formalization of design risks are considered. The basic requirements which allow to prove a choice of the mathematical device for the formalized representation of design risks are formulated. It allows to warn occurrence of adverse events, to increase efficiency of processes of realization of the project.

Fig. 2. Ref.: 5 items

UDC 531.781.2

Kovalyukh S., Shevel V. **Automation of Load Cell Design** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 3 (11). – P. 73 – 78.

A system of algorithms is proposed to automate load cell design. Its expediency is verified by development of corresponding software which benefits from the capabilities of such popular systems as SolidWorks™ and COSMOSWorks™. The system of algorithms is based on the analysis of the world experience and modern methods of load cell design.

Fig. 1. Ref.: 5 items.

UDC 519.95:62-50

Reva O., Nekrasov O. **Generation of extremely plain graph with minimal weight based on non-oriented weighted Kerni graph** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 3 (11). – P. 79 – 82.

In this article the application's analysis for the variety of graphs – plain graphs is proved especially in the sphere of

числі у сфері проектування та побудови телекомунікаційних мереж. Викладено алгоритм генерації максимально плоского графа мінімальної ваги на основі зваженого неорієнтованого графа Керні, проведено аналітичний та експериментальний аналіз і розрахунок складності алгоритму.

Лл. 1. Табл. 1. Бібліогр.: 5 назв

УДК 004.78

Гордієнко Л.О., Киричук О.П. Проблема інтелектуальної підтримки прийняття технологічних рішень в листовому штампуванні // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 3 (11). – С. 83 – 89.

Приведено аналіз сучасного стану проблеми інтелектуальної підтримки прийняття проектних рішень у технологічній підготовці виробництва деталей листовим штампуванням. Розглянуто передові САПР, які представлені в даний час на ринку. Показано їхні переваги і недоліки. Обґрунтовано необхідність інтелектуальної підтримки технолога при технологічній підготовці листоштампувального виробництва – у процесі проектування оснащення, розробці технологічних процесів, виборі устаткування. Запропоновано інтелектуальну технологію підтримки прийняття рішень у ТПВ, а також інтелектуальна СППР, що забезпечує підтримку технолога при технологічній підготовці виготовлення деталей листовим штампуванням..

Лл. 1. Бібліогр.: 9 назв

telecommunication networks development and building. The algorithm of maximally plain graph with minimal weight generation on the base of non-oriented Kerni graph is shown. The complication of algorithm is analyzed and calculated. Fig. 1. Tabl. 1. Ref.: 5 items.

UDC 004.78

Gordienko L., Kirichuk E. The problem of intellectual technological decisions making in sheet stamping // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 3 (11). – P. 83 – 89.

The analysis of state of the art of a problem of intellectual support of acceptance of the design solutions in technological opening-up of effecting of parts by a sheet-metal forming is adduced. The forward CAD, introduced now in the market is reviewed. Their advantages and lacks are rotined. The necessity of intellectual support of the technologist is justified at technological opening-up a sheet of stamping effecting - during designing of an equipment, mining of master schedules, selection of the equipment. The intellectual technology of support of decision making in technological opening-up of effecting, and also intellectual decision support system, ensuring support of the technologist is offered at technological opening-up of manufacturing of parts by a sheet-metal forming.

Fig. 1. Ref.: 9 items

БАЖЕНОВ Виктор Андреевич	Киевский национальный университет строительства и архитектуры, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой, первый проректор
БАЗЫМА Леонид Алексеевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, старший научный сотрудник
БОНДАРЕВА Татьяна Ивановна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", аспирант
ВОРОБЬЕВ Юрий Анатольевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, старший преподаватель
ВОРОНЬКО Виталий Владимирович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", ассистент
ГАЙДАЧУК Александр Витальевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", доктор технических наук, профессор, проректор по научно-исследовательской работе
ГОНЧАРЕНКО Марина Викторовна	Киевский национальный университет строительства и архитектуры, ассистент
ГОРДИЕНКО Лина Алексеевна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", аспирант
ГУЛЯР Александр Иванович	Киевский национальный университет строительства и архитектуры, доктор технических наук, профессор
ДЕХТЯРЮК Евгений Семенович	Киевский национальный университет строительства и архитектуры, доктор технических наук, профессор

ЕМАД Абдуль Рета	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, докторант
КИРИЧУК Елена Павловна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", аспирант
КИРЮШИНА Валентина Владимировна	ФГУП «Обнинское научно-производственное предприятие «Технология»», инженер
КОВАЛЮХ Сергей Всеволодович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", инженер-исследователь
КУЛАЛАЕВ Виктор Валентинович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент
ЛАТКИН Матвей Алексеевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент
ЛЕВШАНОВ Владимир Степанович	ФГУП «Обнинское научно-производственное предприятие «Технология»», начальник сектора, кандидат технических наук
НАРЫЖНЫЙ Александр Георгиевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", старший преподаватель
НЕКРАСОВ Александр Борисович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", аспирант
ОТРАШЕВСКАЯ Валентина Владимировна	Киевский национальный университет строительства и архитектуры, кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник

ПISKУНОВ Сергей Олегович	Киевский национальный университет строительства и архитектуры, кандидат технических наук, доцент
РЕВА Александр Анатольевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент
РУСИН Михаил Юрьевич	ФГУП «Обнинское научно-производ- ственное предприятие «Технология»», начальник отделения – главный конструктор, доктор технических наук, член-корреспондент РИА, профессор кафедры СМ13 МГТУ им. Н.Э. Баумана
СОЛЯНИК Павел Николаевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", младший научный сотрудник
ТРУПКИН Владимир Варфоломеевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", инженер-конструктор
ФИЛИПЕНКО Александр Иванович	Харьковский национальный университет радиоэлектроники, докторант, кандидат технических наук, доцент
ШЕВЕЛЬ Владимир Викторович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент