

УДК 539.3:534.1:629.7.02

ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ОТСЕКА КРЫЛА МЕТОДОМ ИДЕНТИФИКАЦИИ КРАЕВЫХ УСЛОВИЙ НА ОСНОВЕ УПРОЩЕННОЙ МОДЕЛИ

С.А. Халилов, В.Б. Минтюк

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

Демонстрируется эффективность и простота применения метода идентификации краевых условий при нахождении приближенного решения в задаче устойчивости отсека крыла. На реальных примерах показана хорошая сходимость получаемых решений и важность правильного учета действительных краевых условий.

* * *

Продемонстровано ефективність і легкість застосування методу ідентифікації крайових умов при знаходженні наближеного розв'язку в задачі стійкості відсіку крила. На реальних прикладах показано добру збіжність отриманих розв'язків і важливість правильного врахування крайових умов.

* * *

Efficiency and simplicity of application of method of boundary conditions identification at finding of approximate solution in the problem of wing section buckling. Good convergence of found solutions and importance of proper taking into consideration of real boundary conditions were shown on real examples.

Авиация и космонавтика являются той областью человеческой деятельности, в которой ошибка может привести к катастрофе. В этой области с научно-технической точки зрения наиболее остро стоит проблема устойчивости, которая еще весьма далека от разрешения. Метод идентификации краевых условий [1,2,3], разработанный авторами, призван способствовать рациональному решению существующей общемировой проблемы.

Идея метода изложена в работе [3], где для рассмотренных задач получены точные решения. Однако наибольший интерес представляют задачи, не допускающие точных решений. Таковыми являются все задачи устойчивости несущих элементов аэрокосмической техники.

Целью данной работы является:

- методическое проведение метода идентификации краевых условий в том случае, когда не удается как точно идентифицировать краевые условия, так и точно решить собственно задачу устойчивости для элемента системы;

- исследовать сходимость приближенных решений к точному;

- выполнить анализ влияния параметров системы, являющейся одномерным аналогом отсека крыла, на ее устойчивость для установления ведущих параметров.

Упрощенная модель отсека крыла представляет собой бесконечную периодическую стержневую систему, изображенную на рис.1. Панели и нервюры рассматриваются как широкие стойки (горизонтальные – это панели, вертикальные – нервюры). Верхние панели сжаты силой P , нижние растянуты силой kP .

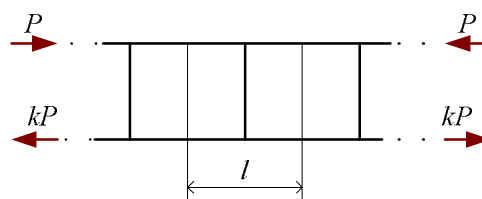


Рис.1. Упрощенная модель отсека крыла

Задача в такой постановке была решена в работе [1]. Было показано, что в силу периодичности для исследования устойчивости всей системы достаточно рассмотреть один отсек (рис.2). Кроме того, с помощью предложенного в работах [1–3] метода, устойчивость всего отсека (рис.2) можно свести к

устойчивости только нервюры, что описывается краевой задачей (параметр устойчивости входит в краевые условия):

$$\begin{aligned} w_5^{IV} &= 0, \quad -1 < x < 1; \quad w_5 = 0, \quad x = -1, x = 1; \\ w_5'' - \rho_1 w_5' &= -1, \quad x = -1; \quad w_5'' + \rho_2 w_5' = 0, \quad x = 1, \end{aligned} \quad (1)$$

где

$$\begin{aligned} \rho_1 &= \frac{C_1 l}{2D_1 \gamma}, \quad \rho_2 = \frac{\mu C_2 l}{2D_3 \gamma}, \quad \gamma = \frac{D_5 l_1}{D_1 H}; \\ D_i &= (EI)_i, \quad i = 1 \dots 5; \quad D_1 = D_2; \quad D_3 = D_4; \\ C_1 l &= 4D_1 \alpha \operatorname{ctg} \alpha, \quad C_2 l = 4D_3 \beta \operatorname{cth} \beta, \quad l = 2l_1; \\ \alpha^2 &= \frac{Pl_1^2}{D_1}, \quad \beta^2 = \frac{kPl_1^2}{D_3} = \frac{k\alpha^2}{\mu}, \quad \mu = \frac{D_3}{D_1}. \end{aligned} \quad (2)$$

В [2] показано, что для задач, допускающих точный анализ, метод приводит к точному решению. Для данной задачи – это наименьший положительный корень трансцендентного уравнения

$$(\alpha \operatorname{ctg} \alpha + 2\gamma)(\mu \beta \operatorname{cth} \beta + 2\gamma) - \gamma^2 = 0. \quad (3)$$

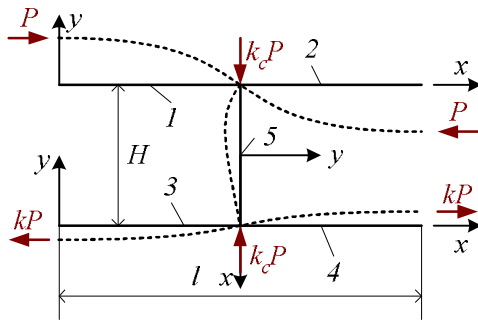


Рис. 2. Представительный элемент системы

Предположим, что получить решение в замкнутом виде невозможно. Для нахождения приближенного решения воспользуемся методом Рунге. Восстанавливая из краевой задачи (1) функционал энергии, получим

$$\mathcal{E} = \frac{1}{8H^2} \left[\int_{-1}^1 \frac{2D_5}{H} (w'')^2 dx + C_1 (w')^2 \Big|_{x=-1} - C_2 (w')^2 \Big|_{x=1} \right]. \quad (4)$$

Решение будем искать в виде

$$w = \sum_{n=1}^{\infty} W_n X_n(x), \quad (5)$$

где $X(x)$ – базисные функции.

Главные граничные условия будут удовлетворены, если в качестве базисных функций принять

$\sin(\frac{n\pi x}{2})$ или $(1-x^2)P_n$, где P_n – полиномы Лежандра.

Условие минимума потенциальной энергии приводит к системе линейных алгебраических уравнений относительно коэффициентов W_n . В коэффициенты этой системы критическая сила P входит трансцендентным образом. Удерживая в ряду (5) N членов, получим

$$\begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & \dots & R_{1N} \\ R_{21} & R_{22} & \dots & R_{2N} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ R_{N1} & R_{N2} & \dots & R_{NN} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} W_1 \\ W_2 \\ \dots \\ W_N \end{bmatrix} \equiv RW = 0, \quad (6)$$

здесь

$$R_{ij} = \int_{-1}^1 \frac{2D_5}{H} X_i'' X_j'' dx + C_1 X_i' X_j' \Big|_{x=-1} - C_2 X_i' X_j' \Big|_{x=1}.$$

Критическая сила P находится из условия равенства нулю определителя системы (6):

$$\det R = 0. \quad (7)$$

Заметим, что если в качестве базисных функций выбрать $(1-x^2)P_n$ и взять не менее двух членов суммы (5), то после раскрытия определителя получим трансцендентное уравнение (3). Это объясняется тем, что точным решением для функции прогиба стойки является полином третьей степени (см.[3]).

Основное достоинство (имеются и другие) данного метода очевидно: решается только задача устойчивости нервюры, а ее взаимодействие с соседними элементами учитывается путем идентификации краевых условий для рассматриваемого элемента системы. В том случае, когда удастся точно установить краевые условия, получается точное решение задачи для всей системы (в задаче (1) краевые условия точные).

Как отмечалось выше, критический параметр входит в уравнение (7) трансцендентным образом. Это обстоятельство может быть расценено как недостаток метода, поскольку не удастся получить обобщенную задачу на собственные значения для

матриц. Однако этот недостаток – лишь кажущийся в силу следующих причин:

- известен интервал $A = (P_1, P_2)$, которому принадлежит решение уравнения (7);
- могут быть использованы эффективные численные методы отыскания корней уравнения (7) (метод половинного деления на практике дает решение с точностью до 0.1% за 6–10 итераций);
- вычисление определителя требует меньшего числа операций, чем решение обобщенной задачи на собственные значения;
- отпадают ограничения на такие свойства матрицы R , как симметричность и положительная определенность;
- во многих случаях интервал A можно сузить.

В рассматриваемой задаче можно принять

$$A = \left(\frac{\pi^2 D_1}{4l^2}, \frac{\pi^2 D_1}{l^2} \right).$$

Если сама стойка нагружена силой $k_c P$, то в функционале энергии (4) добавится слагаемое

$$-\frac{k_c P}{H} \int_{-1}^1 (w')^2 dx, \text{ коэффициенты } R_{ij} \text{ примут вид}$$

$$R_{ij} = \int_{-1}^1 \frac{2D_5}{H} X_i'' X_j'' dx - 8k_c P H \int_{-1}^1 X_i' X_j' dx + C_1 X_i' X_j' \Big|_{x=-1} - C_2 X_i' X_j' \Big|_{x=1},$$

а границы интервала A , в котором находится искомое решение, определяются как

$$P_1 = \min\left(\frac{\pi^2 D_1}{4l^2}, \frac{\pi^2 D_5}{H^2}\right), \quad P_2 = \max\left(\frac{\pi^2 D_1}{l^2}, \frac{4\pi^2 D_5}{H^2}\right).$$

В приведенном выше решении были использованы точные значения коэффициентов жесткости C_i (2), полученные в работе [3]. Если предположить невозможность точного определения этих коэффициентов (например, стойка переменной жесткости), то их приближенное значение можно найти, воспользовавшись методом Ритца. Рассмотрим стержни 1, 2 как один с жесткостью D_1 . Функционал энергии для него имеет вид

$$\mathcal{E} = \frac{1}{2l} \left[\int_0^1 \frac{D_1}{l^2} (w'')^2 dx - P \int_0^1 (w')^2 dx - 2\bar{M} w' \Big|_{x=\frac{1}{2}} \right], \quad (8)$$

где $\bar{M}$ – единичный момент, действующий в узле крепления нервюры.

Решение ищется в виде (3), где в качестве базисной системы выбирается система $X(x) = \cos((2n-1)\pi x)$, полная в энергетической норме оператора, выводимого из функционала (8)

$$\text{при главных краевых условиях} \quad \begin{cases} w'|_{x=0} = w'|_{x=1} = 0; \\ w|_{x=\frac{1}{2}} = 0. \end{cases}$$

Минимизируя функционал энергии (8) по коэффициентам W_n , приходим к бесконечной системе линейных алгебраических уравнений относительно W_n . Удерживая в ряде (5) N членов и решая систему N уравнений, можно определить такие приближенные значения коэффициентов жесткости, как

$$C_1 = \frac{1}{w'|_{x=\frac{1}{2}}} = \frac{l}{\pi \sum_{n=1}^N (-1)^n (2n-1) W_n}.$$

В частном случае при $D_1 = \text{const}$ имеем:

$$W_n = \frac{2(-1)^n l^2}{(2n-1)\pi((2n-1)^2 \pi^2 E_1 I_1 - Pl^2)},$$

$$C_1 = \frac{1}{\sum_{n=1}^{\infty} \frac{2l}{(2n-1)^2 \pi^2 E_1 I_1 - Pl^2}}. \quad (9)$$

Ряд в равенстве (9) суммируется и имеет значение коэффициента C_1 в формуле (2), что и следовало ожидать. Аналогично определяется значение коэффициента C_2 :

$$C_2 = \frac{1}{\sum_{n=1}^{\infty} \frac{2l}{(2n-1)^2 \pi^2 E_2 I_2 + Pl^2}}.$$

Ниже приводятся некоторые численные результаты. На рис.3 показана зависимость относительной погрешности определения критической силы $\varepsilon_p = 100\% \frac{P_N - P}{P}$ от N , где P_N – приближенное значение критической силы при удержании N чле-

нов ряда в (5), а P – точное значение из (3). Можно видеть, что при количестве членов ряда, большем десяти, погрешность определения критической силы не превышает 2%. Для расчета брались точные значения коэффициентов C_i (2).

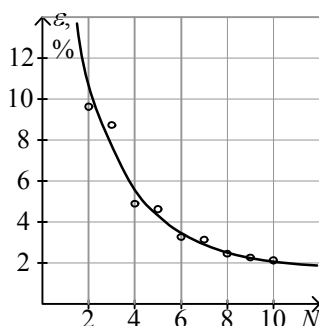


Рис.3. Сходимость приближенного значения критической силы

Аналогичный график для коэффициента C_1 (9), изображенный на рис. 4, также показывает хорошую сходимость приближенных значений коэффициента жесткости к точному.

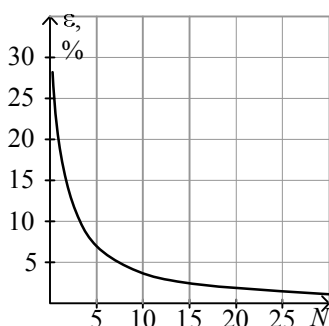


Рис. 4. Сходимость коэффициентов жесткости

Рассмотрим систему с жесткостями $D_i = D$ для $i = 1 \dots 5$, нагруженную силами $P = \frac{\pi^2 D}{4l^2}$, $k = 1$, $k_c = \frac{H^2}{4l^2}$ (стержни нагружены соответствующими эйлеровыми критическими силами для случая шарнирного соединения элементов). Полученные реальные критические силы в 1,6 раза больше эйлеровых. Аналогично для жесткой заделки узлов ($P = \frac{\pi^2 D}{l^2}$,

$k = 1$, $k_c = \frac{H^2}{4l^2}$) реальная критическая сила меньше

в 2,5 раза. Таким образом, при подмене реальных граничных условий критическая сила занижается в 1,6 раза или завышается в 2,5 раза!

В качестве параметрических исследований приводится зависимость относительной критической силы ($\lambda = P \frac{4l^2}{\pi^2 D}$, $k = 1$, $k_c = 0$) от относительных жесткостей нижней панели μ и нервюры γ (рис.5), а также зависимость относительной критической силы ($\gamma = 1$, $k_c = 0$) от относительной жесткости нижней панели μ и коэффициента k (рис.6).

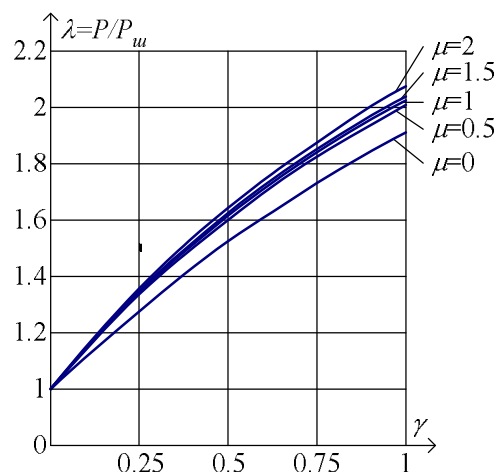


Рис.5. Зависимость критической нагрузки от жесткости нервюры

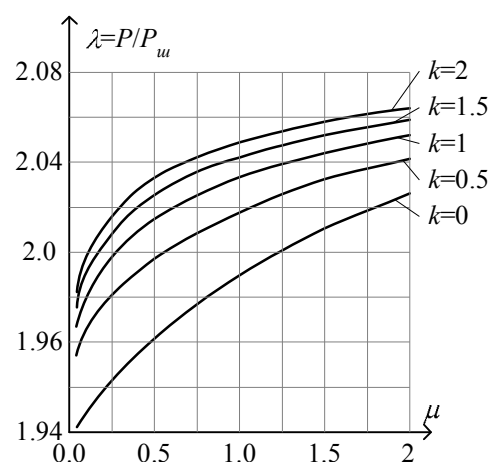


Рис.6. Зависимость критической нагрузки от жесткости нижней панели

Как видно из рис. 5, влияние изгибной жесткости нервюры на критическую нагрузку весьма значительно во всем диапазоне изменения параметра γ . При неограниченном возрастании параметра γ кривые асимптотически приближаются к $\lambda = 4$ вне зависимости от жесткости нижней панели.

Влияние последней на устойчивость хотя и менее значительно, но также существенно (рис.6) и имеет примерно такой же порядок, как и влияние растягивающего усилия в нижней панели (параметр k).

Попытка учета влияния жесткости нервюр на устойчивость панели была предпринята в работе [4], которая, несомненно, ошибочна, поскольку:

- совершенно не учтено влияние нижней панели;
- жесткости нервюр определяются принципиально неверно.

Следствием ошибочности работы [4] является неверный вывод авторов о возможности использования расчетной модели верхней панели в виде неразрезной шарнирно опертой на жесткие опоры пластины. Авторы работы [4] позаимствовали неверные зависимости для жесткостей нервюры из статьи [5], в которой есть ссылка на еще более раннюю работу*.

Заключение

Метод идентификации краевых условий является эффективным и простым средством решения задач упругой устойчивости сложных конструкций, не допускающих точный анализ. Применение метода позволило свести задачу устойчивости сложной конструкции к одному элементу, тем самым сделать более качественное ее исследование.

Литература

1. Халилов С.А. Проблема исследования устойчивости несущей конструкции большегрузных самолетов //Авиационно-космическая техника и технология. Труды ХАИ 1993 года. – Харьков, 1994. – С. 358-369.
2. Халилов С.А. Развитие альтернативного подхода к решению проблемы устойчивости силовых элементов конструкции самолета //Авиационно-космическая техника и технология. Труды ХАИ 1994 года. – Харьков, 1995. – С. 223-227.
3. Халилов С.А. Метод идентификации краевых условий в задачах упругой устойчивости. Идея метода. В этом же сборнике.
4. Белоус А.А., Барба С.П. Устойчивость многопролетной панели при комбинированном нагружении //Расчеты напряженно деформированного состояния и рациональное проектирование авиационных конструкций. Труды ЦАГИ им.проф. Н.Е.Жуковского. Вып. 2495. – М.,1992. – С.40-45.
5. Гришин В.В. Устойчивость и оптимальные параметры сжатых панелей крыла самолета опертых на балочные нервюры //Расчет на прочность авиационных конструкций. Труды ЦАГИ им. проф. Н.Е.Жуковского. Вып. 2229. – М.,1984. – С.112-121.

Поступила в редакцию 11.04.03

Рецензенты: д-р физ.-мат. наук, профессор Проценко В.С., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков; канд. физ.-мат. наук, доцент Несвит М.И., ХГТУС, г. Харьков.

* Белоус А.А., Гришин В.В. Устойчивость и оптимальные параметры многопролетных панелей крыла большого удлинения // Современные проблемы строительной механики и прочности летательных аппаратов. Тезисы докладов МАИ на всесоюзной конференции.– М.: Изд.МАИ, 1983.

УДК 629.7.018.74

КРИТЕРИИ ВЫБОРА ТИПА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ СВЕРХЛЕГКОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

*Д.Ю. Силин**Национальный аэрокосмический университет им Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

Разработана методика выбора типа силовой установки сверхлегкого беспилотного летательного аппарата по критерию минимума взлетной массы.

* * *

Розроблено методику вибору типу сигової установки надлегкого безпілотної літального апарату за критерієм мінімуму злітної маси.

* * *

It has been developed the method of choice of micro aerial vehicle power plant type according to minimum take-off weight criterion.

В настоящее время одним из приоритетных направлений развития беспилотной авиации является создание легких и сверхлегких беспилотных летательных аппаратов (СБЛА). К этому классу относятся аппараты с габаритными размерами менее одного метра. Считается, что мобильный, простой в эксплуатации и малозаметный СБЛА может быть чрезвычайно эффективным при решении широкого круга народнохозяйственных задач [1].

Целью данной работы является разработка методики выбора типа силовой установки СБЛА. Проектирование силовой установки является одним из важнейших вопросов общего проектирования СБЛА, однако в существующих методиках проектирования СБЛА данному вопросу уделяется недостаточно внимания [1, 2, 3].

Анализ тактико-технических требований и области применения СБЛА [1] позволяет выявить следующие критерии выбора типа силовой установки:

- закон движения выходного звена силовой установки. Данный критерий выражает степень взаимного соответствия двигателя и движителя, т.е. необходимость установки промежуточной трансмиссии. Например, вращательное движение вала электродвигателя полностью соответствует вращательному движению воздушного винта, однако для привода машущего крыла, которое должно носить довольно сложный закон машуще-вращательно-

поступательного движения, необходим промежуточный редуктор;

- акустическая заметность силовой установки.

Ограничение шумности силовой установки является определяющим, если применение СБЛА должно носить скрытный характер. Сравнительный анализ шумности силовых установок различного типа необходимо проводить по выражению для дистанции акустического контакта [4];

- возможность многократного запуска в полете и регулирования тяги, обеспечиваемая при необходимости силовой установкой;

- простота обслуживания и запуска. Высокая мобильность, как концептуальная характеристика СБЛА, может накладывать ограничения на время подготовки (в том числе и запуска двигателя) СБЛА к полету;

- суммарная масса силовой установки и энергоносителя. При заданных скорости и дальности полета данный критерий выражает степень соответствия типа силовой установки данному полетному заданию.

Наиболее вероятным в ближайшем будущем представляется применение в силовых установках СБЛА двигателя внутреннего сгорания (ДВС) и электродвигателя. На этапе формирования облика СБЛА, когда основные параметры аппарата еще не определены, сравнительный анализ суммарных масс силовой установки и энергоносителя различных ти-

пов можно провести, определяя взлетную массу СБЛА в первом приближении [5]:

$$m_0^1 = \frac{m_{n.n} + m_{упр} + m_{n.n}^{AKB}}{1 - \bar{m}_k - \bar{m}_{c.y} - \bar{m}_e}, \quad (1)$$

где m_0^1 — взлетная масса СБЛА в первом приближении;

$m_{n.n}$ — масса полезной нагрузки;

$m_{упр}$ — масса системы управления. Для СБЛА учет массы системы управления удобнее проводить в явном виде, поскольку для малогабаритных летательных аппаратов (СБЛА и летающих моделей) массу системы управления целесообразно определять не по нагрузкам на рулевые поверхности, а исходя из финансовых соображений. По статистике [6], для СБЛА с электрической силовой установкой можно принять $m_{упр}^{эл} = 21 \cdot 10^{-3} \text{ кг}$, для СБЛА с двигателем внутреннего сгорания необходим дополнительный сервопривод для управления частотой вращения пропеллера, поэтому $m_{упр}^{двс} = 27 \cdot 10^{-3} \text{ кг}$;

$m_{n.n}^{AKB}$ — масса аккумулятора для питания полезной нагрузки и системы управления. Учет массы этого аккумулятора (либо части ходового аккумулятора СБЛА с электрической силовой установкой) также удобнее проводить в явном виде, поскольку его параметры можно сразу определить по продолжительности полета и потребляемой мощности полезной нагрузки и системы управления;

$\bar{m}_k$ — относительная масса конструкции, для сравнительного анализа силовых установок можно принять по статистике $\bar{m}_k = 0,15$ [2, 6];

$\bar{m}_{c.y}$ — относительная масса силовой установки;

$\bar{m}_e$ — относительная масса энергоносителя силовой установки (топлива или аккумуляторной батареи). Суммарная масса бортового аккумулятора

СБЛА с электрической силовой установкой:

$$m_{AKB} = \bar{m}_e \cdot m_0 + m_{n.n}^{AKB}.$$

Располагаемая энергоемкость аккумуляторной батареи прямо пропорциональна ее массе и силе разрядного тока:

$$E_{AKB} = k_i C_e m_{AKB},$$

где k_i — определяемый опытным путем коэффициент разрядного тока. Приводимая в справочниках емкость аккумуляторных батарей соответствует току, который полностью разряжает батарею за 10 часов, при увеличении разрядного тока емкость батареи снижается [7];

C_e — удельная энергоемкость аккумуляторной батареи;

m_{AKB} — масса аккумуляторной батареи.

Существует множество методик определения емкости аккумуляторной батареи в зависимости от величины разрядного тока. Для задачи сравнительного анализа силовых установок различного типа коэффициент разрядного тока можно определить, используя следующую зависимость [7]:

$$E_T = E_{10} a^{2(1-0.5 \lg T_p)}, \quad (2)$$

где E_T — располагаемая энергоемкость аккумуляторной батареи при T_p -часовом разряде;

E_{10} — располагаемая энергоемкость аккумуляторной батареи при 10-часовом разряде;

a — постоянная, определяемая опытным путем.

Из выражения (2) коэффициент разрядного тока

$$k_i = \frac{E_T}{E_{10}} = a^{2(1-0.5 \lg T_p)}.$$

Потребную емкость аккумулятора для питания бортовых систем можно найти из выражения для работы электрического тока [8]:

$$m_{n.n}^{AKB} = \frac{E_{n.n}^{AKB}}{k_i C_e} = \frac{U_{AKB} \sum_{j=1}^n I_{прив.j}}{k_i C_e} t, \quad (3)$$

где U_{AKB} — выходное напряжение аккумулятора,

$I_{прив.j}$ — среднее за полет значение тока, потребляемого j -м потребителем, приведенное к напряжению батареи;

n — число потребителей;

t — время полета.

Для горизонтального полета потребная энергоемкость силовой установки определяется из условия равенства силы тяги полному сопротивлению СБЛА [9]:

$$\begin{aligned} P_{номп} &= \frac{m_0 g}{K} \Rightarrow \\ E_{номп} &= \frac{m_0 g}{K} L \frac{1}{\eta_{cy}}, \end{aligned} \quad (4)$$

где $P_{номп}$ — потребная тяга,

K — аэродинамическое качество СБЛА при горизонтальном полете;

L — дальность полета;

η_{cy} — суммарный КПД силовой установки.

Для коллекторных электродвигателей с воздушным винтом без редуктора можно принять $\eta_{cy} = 0,4$, для двигателей с полым ротором — $\eta_{cy} = 0,45$ [2].

Приравняв выражения для потребной и располагаемой энергоемкости и разделив обе части равенства на m_0 , получим выражение для относительной массы аккумуляторной батареи:

$$\bar{m}_e = \frac{Lg}{K\eta_{cy}C_e}. \quad (5)$$

Мощность электродвигателя пропорциональна его массе [10]:

$$N_{эл.дв} = C_{э.уд} m_{эл.дв},$$

где $C_{э.уд}$ — удельная мощность электродвигателя. Для коллекторных электродвигателей постоянного тока можно принять $C_{э.уд} = 250 \text{ Вт/кг}$, для электродвигателей с полым ротором $C_{э.уд} = 500...800 \text{ Вт/кг}$ [11];

$m_{эл.дв}$ — масса электродвигателя.

Аналогично (4) мощность, потребная для горизонтального полета:

$$N_{гор} = P_{номп} V_{гор} = \frac{m_0 g}{K} V_{гор},$$

относительная масса силовой установки с электродвигателем:

$$\bar{m}_{эл.дв} = \frac{Vg}{C_{э.уд} K}. \quad (6)$$

Относительную массу топлива для силовой установки с двигателем внутреннего сгорания определяют по известному выражению для дальности полета [5, (4.43)]:

$$L = \frac{KV_{гор}}{C_p} \ln\left(\frac{1}{1 - \bar{m}_m}\right),$$

где C_p — удельный расход топлива при горизонтальном полете.

После очевидных преобразований относительная масса топлива

$$\bar{m}_m = 1 - e^{-\frac{KV_{гор}}{C_p L}}. \quad (7)$$

Аналогично выражению (6) относительная масса силовой установки с двигателем внутреннего сгорания

$$\bar{m}_{двс} = \frac{Vg}{C_N K}, \quad (8)$$

где C_N — удельная мощность двигателя.

Подставив (3), (5), (6) и (7), (8) в формулу (1), получим выражения для взлетной массы СБЛА с электрической силовой установкой и двигателем внутреннего сгорания:

$$m_{0эл}^1 = \frac{m_{н.н} + m_{н.н}^{AKB} + 21 \cdot 10^{-3}}{0,85 - \frac{g}{K} \left(\frac{L}{C_e \eta_{cy}} + \frac{V}{C_{э.уд}} \right)}, \quad (9)$$

$$m_{0двс}^1 = \frac{m_{н.н} + m_{н.н}^{AKB} + 27 \cdot 10^{-3}}{e^{\frac{KV_{гор}}{C_p L}} - \frac{Vg}{C_N K} - 0,15}. \quad (10)$$

Полученные выражения (9) и (10) предполагают непрерывное изменение массы энергоносителя и двигателя в зависимости от параметров полета,

что возможно лишь в случае, когда двигатели и аккумуляторы специально изготавливаются с заданными параметрами. При использовании серийно производимых компонентов их массу необходимо определять по справочным данным, например [11]. В этом случае для сравнительной оценки силовых установок различных типов целесообразно использовать полученные из (9) и (10) выражения для взлетной массы СБЛА во втором приближении:

$$m_{0ЭЛ}^2 = 1.18(m_{н.н} + m_{с.у}^2 + m_e^2 + m_{н.н}^{AKB} + 21 \cdot 10^{-3}),$$

$$m_{0ДВС}^2 = 1.18(m_{н.н} + m_{с.у}^2 + m_m^2 + m_{н.н}^{AKB} + 27 \cdot 10^{-3}),$$

где $m_{0ЭЛ}^2$, $m_{0ДВС}^2$ — взлетная масса СБЛА во втором приближении,

$$m_{эл}^2 \geq \bar{m}_{эл.дв} \cdot m_0^1, \quad m_{двс}^2 \geq \bar{m}_{двс} \cdot m_0^1 — \text{масса}$$

электродвигателя и ДВС второго приближения,

$$m_e^2 \geq \bar{m}_e \cdot m_0^1, \quad m_m^2 = \bar{m}_m \cdot m_0^1 — \text{масса}$$

аккумулятора и топлива второго приближения.

Заключение

В данной работе определены критерии выбора типа силовой установки сверхлегкого беспилотного летательного аппарата — закон движения выходного звена, акустическая заметность, простота эксплуатации, возможность многократного запуска в полете и суммарная масса силовой установки энергоносителя.

Получены выражения взлетной массы СБЛА в двух приближениях для двух типов силовой установки — электрической и с двигателем внутреннего сгорания.

Литература

1. Micro Air Vehicles — Toward a New Dimension in Flight. J. M. McMichael, Michael S. Francis. Defense Advanced Research Projects Agency. 1997. — 12 p.

2. Joel M. Grassmeyer, Matthew T. Keennon. Development of the Black Widow Micro Air Vehicle. AeroVironment Inc. — 2001.

3. Design and flight test results for micro-sized fixed-wing and VTOL aircraft / Stephen J. Morris. MLB Company, Palo Alto, CA, USA

4. Авиационная акустика. Под ред. А.Г. Мунина и В.Е. Квитки. -М.: Машиностроение 1973. - 448 с.

5. Проектирование самолетов: Учебник для вузов/С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др; Под ред. С.М. Егера. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1983. — 616 с.

6. Micro Aerial Vehicle Development: Design, Components and Flight-Testing. Gabriel Torres, Thomas J. Mueller. USA: University of Notre Dame, IN. AUVSI 2000, Orlando, FL. — 21 p.

7. Дасоян М.А. Химические источники тока. -М: Госэнергоиздат, 1978. — 350 с.

8. Кабардин О.Ф. Физика: Справ. материалы. -М.: Просвещение, 1991. — 367 с.

9. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. — М: Машиностроение, 1965. — 498 с.

10. Модельные двигатели / В.П. Зуев, Н.И. Камышев и др. Пособие для руководителей технических кружков. -М., Просвещение, 1973. - 240 с.

11. <http://www.wes-technik.de> Справочные данные по авиамодельной аппаратуре.

Поступила в редакцию 25.03.03

Рецензенты: д-р техн. наук, ст. научн. сотрудник Бетин А.В., НИИ ПФМ, г. Харьков; д-р техн. наук, профессор, Рыженко А.И., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

УДК 658.512.4.011.56: 621.9.06 + 621.9.02

АВТОМАТИЗАЦИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ ПРОИЗВОДСТВА ДЕТАЛЕЙ, ПОЛУЧАЕМЫХ МЕХАНООБРАБОТКОЙ НА СТАНКАХ С ЧПУ, С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ CAD/CAM СИСТЕМ

В.Е. Зайцев, канд. техн. наук, В.В. Воронько

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

Автоматизация технологической подготовки производства на сегодняшний день является следующим этапом, ведущим к уменьшению длительности производственного цикла изготовления изделия. Она позволит обеспечить жизнеспособность предприятия в условиях современной прогрессирующей рыночной экономики.

* * *

Автоматизація технологічної підготовки виробництва на сьогоднішній день є наступним етапом, який веде до зменшення тривалості виробничого циклу виготовлення виробу. Вона дозволить забезпечити життєздатність підприємства в умовах сучасної прогресуючої ринкової економіки.

* * *

Automation of technological preparation of manufacture for today is the following stage conducting to reduction of duration of a production cycle of manufacturing of a product. It will allow to provide viability of the enterprise in conditions of modern progressing market economy.

На современном этапе развития машиностроения большинство предприятий авиационно-космического профиля развивают тенденцию применения CAD/CAM систем с выходом на станки с ЧПУ.

Анализ последних исследований в области автоматизации технологической подготовки производства (ТПП) и инженерных компьютерных средств [1–3], используемых на предприятиях в настоящее время и называемых САПР или системы CAD/CAM/CAE, успешно решающих большинство частных задач ТПП, показывает, что они не учитывают всего комплекса проблем технологической подготовки самолетостроительного производства.

В частности, на сегодняшний день необходимо разрабатывать новые методики автоматизации ТПП механообработки (ТПП МО) с учетом объема производственной партии и сроков выпуска изделия, что позволит сократить сроки ТПП, так как старые методики не учитывают возможности единого информационного пространства и поэтому являются морально и функционально устаревшими.

Целью данной работы является создание методики автоматизации ТПП МО, которая будет учитывать объем производственной партии и сроки выпуска изделия.

При ТПП МО изделия в условиях единого информационного пространства технолог должен владеть следующей информацией:

- полным комплектом конструкторской документации (3D- модель изделия);
- объемом выпуска изделия;
- предполагаемым сроком выпуска изделия;
- базой данных существующих технологических процессов (ТП);
- базой данных металлорежущего оборудования, используемого на предприятии-изготовителе изделия;
- базой данных металлорежущего инструмента;
- базой данных оснастки и приспособлений, используемых при МО;
- базой данных заготовок;
- базой данных управляющих программ (УП) для станков с ЧПУ;
- другой вспомогательной нормативной и технологической информацией в виде баз данных или программного обеспечения (например, нормы времени, расхода материала, режимы резания и т.д.).

Но кроме этого существует необходимость установления прямой связи между технологом и отде-

лом (бюро) планирования подготовки производства (ОППП или БППП) в целях рационального и наиболее эффективного использования станочного парка и средств его оснащения, а если таковых связей нет, то технологу необходимо иметь график загрузки металлорежущего оборудования как цеха, так и все-

го завода в целом.

С учетом всего сказанного выше разрабатывается методика ТПП МО для деталей-аналогов и типовых ТП, которая показана в виде блок-схемы (рис. 1).

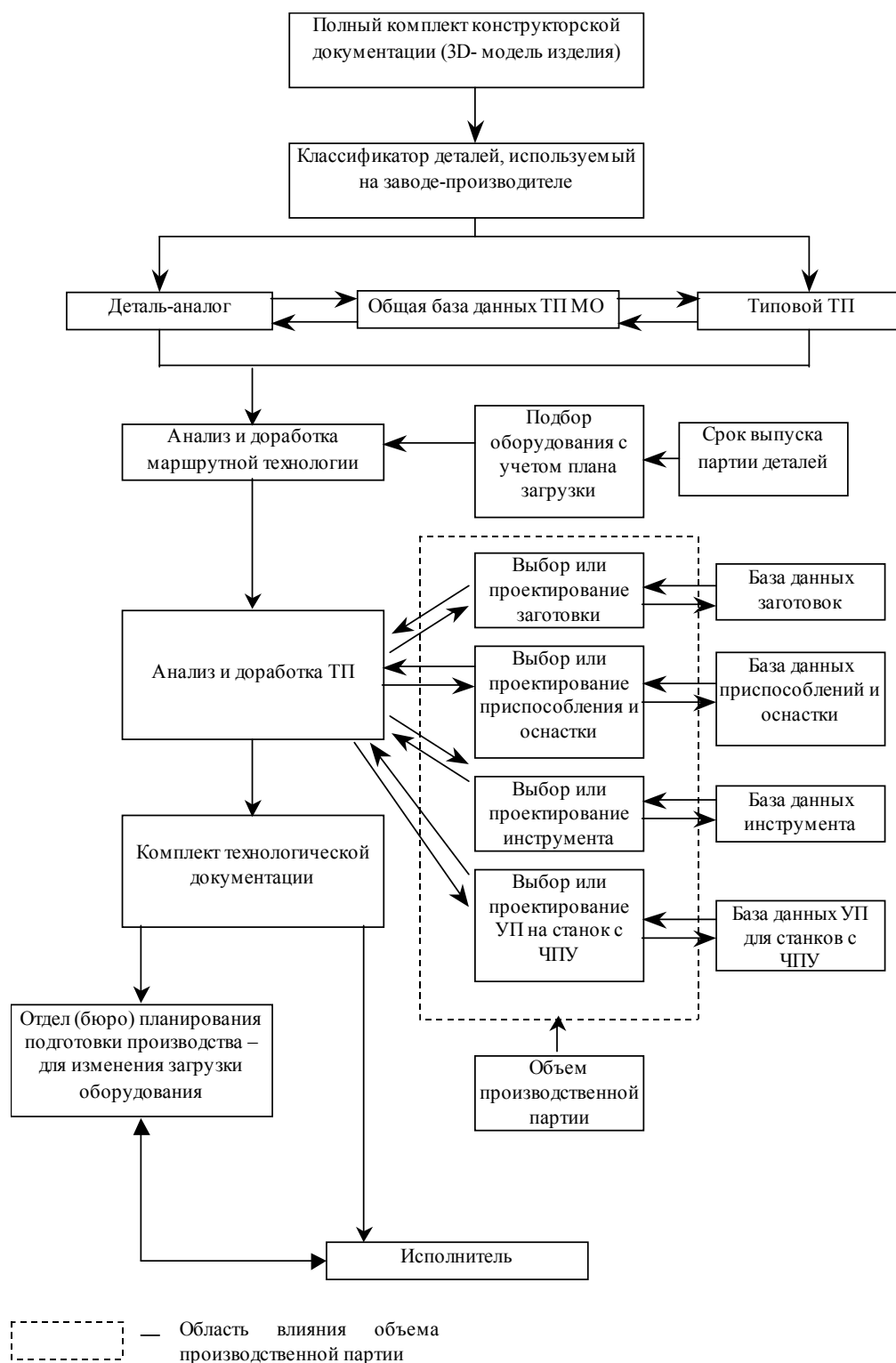


Рис. 1. Блок-схема ТПП МО деталей аналогов и типовых техпроцессов

В соответствии с предлагаемой методикой создается программный продукт, предназначенный для автоматизации ТПП МО, в котором на данный момент разработаны следующие модули: ДЕТАЛИ, СТАНКИ, ИНСТРУМЕНТ.

Модуль ДЕТАЛИ, в который включена база данных ТП деталей, получаемых механообработкой, позволяет осуществлять классификацию деталей по классификатору, используемому на предприятии-производителе, а также позволяет осуществлять поиск деталей-аналогов и типовых ТП [2].

Модуль СТАНКИ, в который включена база данных металлорежущего оборудования и план-график его загрузки, позволяет осуществлять подбор станков из условия характерных размеров заготовки и необходимой точности обработки (рис. 2) [2]. Данный модуль позволяет отследить фактическую загрузку металлорежущего оборудования.

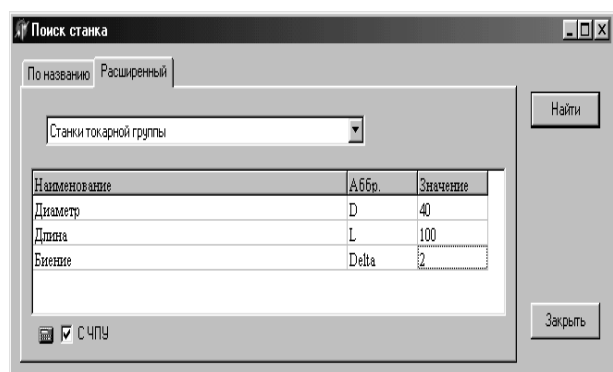


Рис. 2. Окно диалога поиска металлорежущего оборудования

Алгоритм работы модуля СТАНКИ на примере токарной группы станков показан на рис. 3.

Пример результатов работы модуля СТАНКИ для токарной группы показан на рис. 4.

Модуль ИНСТРУМЕНТ, включающий в себя базу данных металлорежущего инструмента, позволяет проводить выбор инструмента по классификатору, используемому на предприятии-производителе [2].

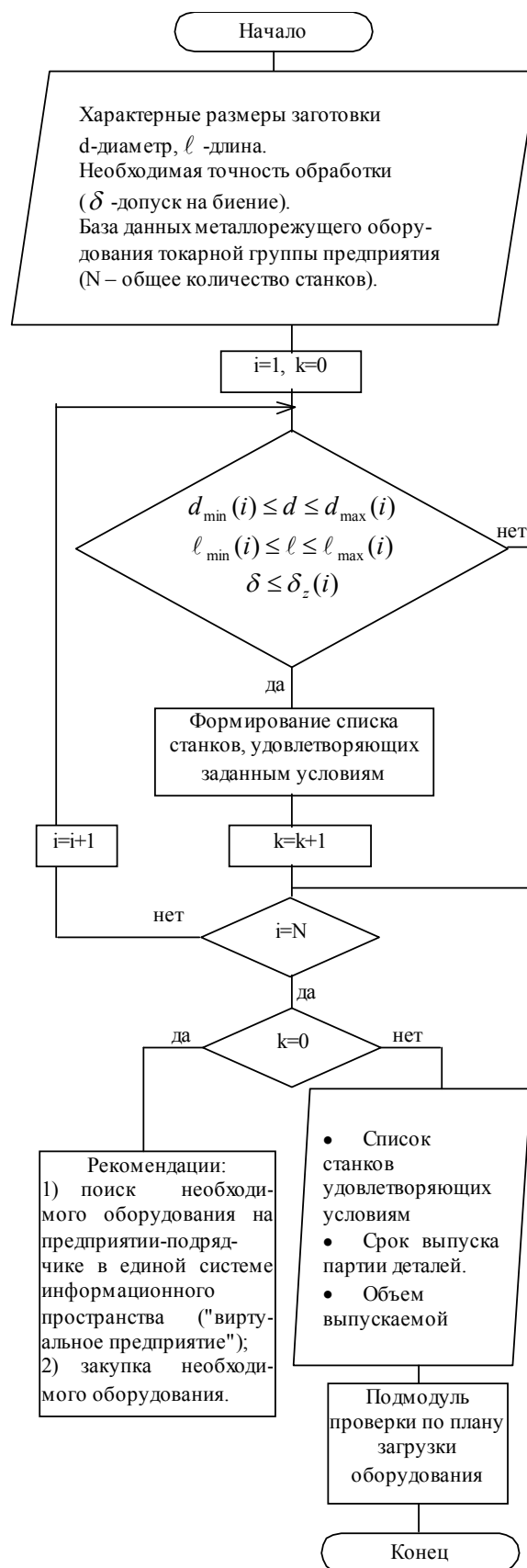


Рис. 3. Алгоритм работы модуля СТАНКИ на примере оборудования токарной группы

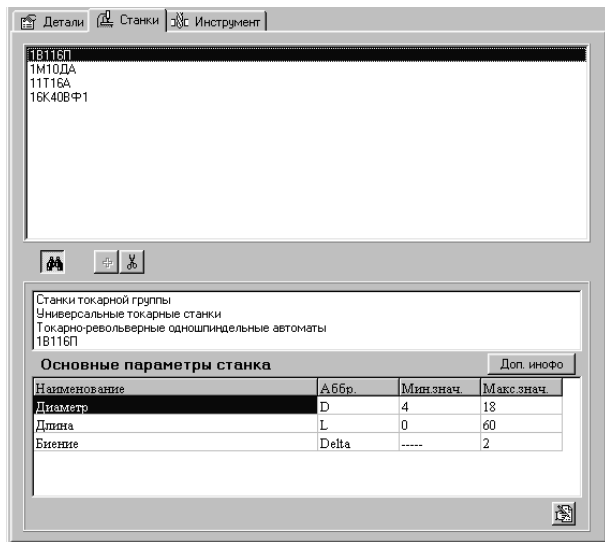


Рис. 4. Окно результатов работы модуля СТАНКИ

Заключение

Цель ТПП – обеспечение серийного изготовления изделия в требуемых количествах, высокого качества и в заданные сроки при наименьших затратах физических и материальных ресурсов. В процессе ТПП нового изделия применяют все современные достижения науки и технологии.

Опыт развития автоматизированных систем показывает, что экономичная автоматизация может быть только комплексной автоматизацией. Одной из главных задач комплексной автоматизации является задача уменьшения длительности производственного цикла изготовления изделия. Этого можно добиться переходом от последовательного метода выполнения этапов к параллельному (рис. 5).

Многолетний опыт показывает, что для своевременного и качественного выполнения всего комплекса работ по ТПП нового изделия необходимы эффективные принципы организации этих работ. Основными являются:

1. Совмещение работ.
2. Типизация технологических процессов.
3. Преемственность технологического оснащения.
4. Последовательность оснащения производства.

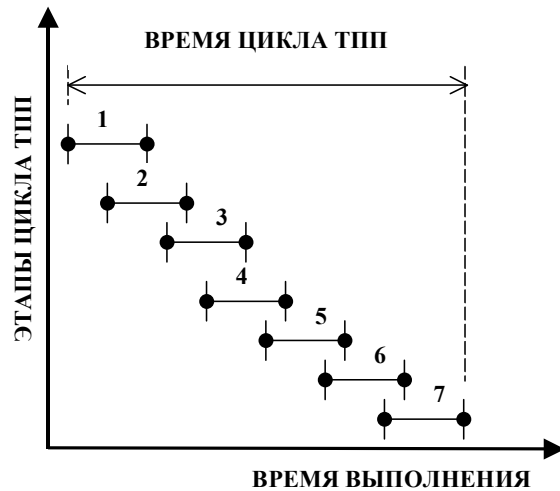


Рис. 5. Совмещенное проектирование при ТПП:

- 1 – отработка детали на технологичность;
- 2 – разработка технологического процесса;
- 3 – проектирование технологической оснастки;
- 4 – изготовление технологической оснастки;
- 5 – разработка документации по технике безопасности;
- 6 – проектирование процессов технического контроля;
- 7 – реконструкция существующих или создание новых производственных площадей

Литература

1. Современные технологии авиастроения / Под ред. А.Г. Братухина, Ю.Л. Иванова. – М.: Машиностроение, 1999. – 832 с.
2. Кривцов В.С., Зайцев В.Е., Воронько В.В. Использование автоматизированных систем при технологической подготовке производства // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Вип. 27. – Харків: ХАІ, 2002. – С. 43-48.
3. CALS в авиастроении // Братухин А.Г., Давыдов Ю.В., Елисеев Ю.С., Павлов Ю.Б., Суров В.И.; Под. ред. Братухина А.Г. – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 304 с.

Поступила в редакцию 26.03.03

Рецензенты: канд. техн. наук, доцент Чистяк В.Г., Харьковский государственный экономический университет, г. Харьков; канд. техн. наук, доцент Дьяченко Ю.В., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

УДК 621.7.044

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОГО ЛОКАЛЬНОГО НАГРУЖЕНИЯ ПРИ ЛИСТОВОЙ ЭЛЕКТРОГИДРАВЛИЧЕСКОЙ ШТАМПОВКЕ

*И.В. Сапрыкин**Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

Сформулированы цели и поставлены задачи исследования по совершенствованию электрогидравлической листовой штамповки с применением последовательного локального нагружения как средства сокращения ресурсопотребления за счет согласования располагаемого поля нагружения с потребным.

Сформульовано цілі та поставлено задачі дослідження з удосконалювання електрогідравлічного листового штампування із застосуванням послідовного локального навантаження як засобу скорочення ресурсовикористання за рахунок узгодження наявного поля навантаження з потрібним.

The purposes are formulated and research problems on perfection of electrohydraulic sheet punching with application consecutive local stressing – as means of reduction of a resources consumption are put due to the coordination of an available field stressing with required.

Современный этап развития промышленности характеризуется расширением номенклатуры листовых деталей, усложнением их форм, ростом габаритных размеров, применением новых материалов со специальными свойствами, быстрой сменяемостью продукции и ростом требований к ее качеству.

В машинах, летательных аппаратах и приборах доля деталей, получаемых методами листовой штамповки, постоянно увеличивается и достигает 70...90%. Детали из листовых материалов обычно группируют в зависимости от поставленных задач классификации по общности конструктивно-геометрических, технологических и конструктивно-технологических признаков, точностных требований, физико-химических и технологических свойств применяемых материалов и др. [1,2].

Целью данной работы является анализ существующих методов листовой штамповки, выбор рационального направления получения деталей, характеризуемых наличием локальных зон с большими коэффициентами вытяжки с максимальным использованием пластических свойств материала, формулировка задач для дальнейших исследований.

Классификация деталей по конструктивно-геометрическим признакам позволяет наиболее полно определить технологические задачи совершенствования

существующих и разработки принципиально новых способов изготовления деталей из листовых материалов. В качестве примера рассмотрим классификацию деталей типа днищ по конструктивно-геометрическим признакам.

Исходя из допущения, что любая листоштампованная деталь может быть представлена одним из двух элементов типа "стенка" или "борт" или их сочетанием, была получена принципиальная структурная схема классификации деталей типа днищ [2].

По конструктивно-технологическим признакам днища могут быть классифицированы следующим образом:

1. По габаритным размерам: мало-, средне- и крупногабаритные.
2. По относительной толщине стенки $(\delta_0/D_d) \cdot 100$:
особо толстостенные $(\delta_0/D_d) \cdot 100 > 10$,
толстостенные $(\delta_0/D_d) \cdot 100 = (10 \dots 5)$,
среднестенные $(\delta_0/D_d) \cdot 100 = (5 \dots 1,5)$,
тонкостенные $(\delta_0/D_d) \cdot 100 = (1,5 \dots 0,15)$,
особо тонкостенные $(\delta_0/D_d) \cdot 100 < 0,15$.
3. По варианту исполнения: цельноштампованные и штампосварные.
4. По точностным параметрам: особоточные, повышенной точности, нормальной точности, пониженной точности.

Наиболее распространенными среди существующих традиционных способов изготовления таких деталей являются: формовка, вытяжка, местная вытяжка, обжим, обтяжка, ротационная обработка давлением. Основные недостатки изготовления данными способами деталей типа днищ – высокая стоимость прессового оборудования и оснастки (наличие двух жестких формообразующих элементов: "пуансон" и "матрица"), невысокое качество получаемых деталей, разнотолщинность, значительная упругая отдача штампуемого материала.

В целях сокращения затрат на производство продукции основные требования к промышленности сформулированы следующим образом: снижение энерго- и ресурсопотребления, сокращение времени технологической подготовки производства (ТПП), экологическая чистота и улучшение условий труда. Это и послужило толчком к поиску возможностей исключения применения дорогостоящих крупных тяжелых прессов и сложных штампов, деформирования малопластичных металлов и сплавов, получения деталей с высокой точностью размеров.

В соответствии с данными потребностями были разработаны способы листовой штамповки, основанные на использовании только одного из пары жестких инструментов. Роль второго инструмента в этом случае выполняют эластичная, газовая, жидкая среды или электромагнитное поле. Особые возможности этих методов раскрываются при использовании импульсных источников энергии, бризантных взрывчатых веществ (БВВ), сжатого газа и горючих газовых смесей, высоковольтного подводного электрического разряда и импульсного магнитного поля. Эти методы обработки получили название высокоэнергетических, импульсных или высокоскоростных. При этом имеются в виду большие мощности, развиваемые источником энергии, кратковременный характер приложения нагрузки к деформируемой заготовке и высокие скорости ее деформирования.

Основными преимуществами импульсных мето-

дов листовой штамповки по сравнению с традиционными методами являются: исключение применения дорогостоящих крупных тяжелых прессов и сложных штампов, возможность деформирования малопластичных металлов и сплавов, получение деталей с высокой точностью размеров вследствие уменьшения упругой отдачи и др.

Следует, однако, заметить, что импульсные методы штамповки во многом не заменяют традиционные процессы обработки давлением, а расширяют технологические возможности листовой штамповки и других процессов за счет ряда преимуществ и, в целом, позволяют сократить себестоимость деталей.

В самом общем виде рекомендации по выбору схемы штамповки можно свести к следующим:

1. Детали коробчатой формы штампуются по схемам в "матрицу" и "на обжим" в зависимости от соотношения размеров и материалов.
2. Днища, к которым не предъявляют особых требований по уточнениям, из пластичных материалов штампуются в матрицу с перемещением фланца.
3. Окантовки и фланцы штампуются в несколько проходов. При этом калибровкой проводят вырезку дна.
4. Жесткости и рифты штампуются по двум схемам и в несколько проходов, чаще по одной матрице с использованием разных технологических приемов.
5. Полупатрубки рекомендуется штамповать по схеме в матрицу с последовательным подрезанием днища по переходам.

При импульсной штамповке энергия, подводимая передающей средой, воспринимается провисающими под матрицей участками заготовки. При этом для повышения КПД необходимо стремиться к тому, чтобы площади заготовки, в исходном положении опирающиеся на матрицу, были как можно меньше. С другой стороны, формообразование радиусов сопряжения, выполняемых по схеме обтяжки, значительно проще. Если площадь участков детали с местными локальными элементами превышает площадь

плоских или криволинейных участков, штамповку целесообразно осуществлять на обжим, и наоборот.

В связи с этим на стадии проектирования технологического процесса необходимо разрабатывать мероприятия по рациональному использованию пластических свойств материала в целях предупреждения преждевременного истощения ресурса пластичности и изыскания путей получения деталей без утонения стенки или с утонением, но равнотолщинных по всей длине образующей.

Многочисленные работы В.К. Борисевича, М.Е. Тараненко [3,4] и других авторов значительно расширили познания в области импульсного нагружения и определили пути, по которым шло и в ближайшее время пойдет развитие импульсной штамповки.

Одним из вопросов дальнейшего совершенствования импульсных технологий является разработка процессов с оптимальным использованием пластических свойств материала.

В настоящее время основная масса теоретических и экспериментальных исследований по вытяжке различного типа деталей направлена на расширение технологических возможностей штамповки. В этом направлении перспективной является разработка технологических процессов с целенаправленным управлением напряженно-деформированного состояния материала заготовки в процессе импульсного нагружения.

Такие процессы позволяют более рационально использовать пластические свойства материала, в результате чего улучшаются эксплуатационные и прочностные свойства деталей, повышается ресурс изделия в целом.

Одну из групп исследований в этом направлении составляют такие способы, как уменьшение сопротивления деформированию фланца путем его оптимального нагрева, местное охлаждение центральной части заготовки и др. Но эти способы чрезвычайно трудно реализовать в условиях импульсного нагружения. Другую группу мероприятий, направленных на уменьше-

ние разнотолщинности, составляют способы управления напряженно-деформированным состоянием материала в процессе высокоскоростного нагружения.

По методике, предложенной в работах В.К. Борисевича, М.Е. Тараненко [3], с помощью оптимального выбора массы заряда или системы зарядов и их расположения можно добиться наилучшего соответствия потребных энергетических параметров располагаемым. Потребным энергетическим параметром является энергия, которую необходимо подвести к заготовке для получения детали соответствующей конфигурации. Под располагаемым энергетическим параметром понимают энергию, которая подводится в действительности к заготовке в результате взрыва заряда или системы зарядов. Рассчитав, в каком месте и какой величины необходимо приложить потребную импульсную нагрузку, и обеспечив соответствие располагаемого поля нагружения потребному, можно получить деталь заданной формы с заданным полем распределения деформаций.

Таким образом, очевидно, что при импульсной штамповке листовых крупногабаритных деталей действующую нагрузку необходимо прикладывать непосредственно в тех зонах, в которых происходит пластическая деформация. Так, например, при штамповке деталей с плоским дном импульсную нагрузку надо прикладывать в местах сочленения элементов типа «стенка» и «борт», оставляя плоское дно ненагруженным.

Проблемным вопросом является недостаточность теоретических и экспериментальных исследований в этих направлениях, в силу чего технологические процессы, реализующие эти способы, не нашли должного места в практике листоштамповочного производства, поскольку отработка таких технологических процессов импульсной штамповки до сих пор сопряжена с большими материальными и временными затратами. Большое количество деталей идет в брак вследствие преждевременного локального истощения пластических свойств мате-

риала, и поэтому без разработки и внедрения специальных мероприятий трудно добиться заметного прогресса в технологии импульсной штамповки.

Наиболее применимым методом для реализации такого подхода к получению потребного поля нагружения является электрогидравлическая штамповка, которая позволяет проводить многоимпульсную последовательную локальную обработку.

Отсутствие метода расчета последовательного локального импульсного нагружения листовых заготовок позволяет сформулировать цели дальнейших исследований следующим образом – разработка технологических процессов листовой электрогидравлической штамповки методом последовательного локального нагружения. Исследования и выбор рациональных параметров, определяющих силовые режимы электрогидравлической штамповки, предлагается осуществлять методами математического моделирования нагружения и формообразования листовой детали.

При разработке технологического процесса формообразований заготовки под действием последовательных локальных импульсных нагрузок, получаемых электрогидравлической штамповкой, необходимо учитывать специфические особенности этого процесса, состоящие в следующем:

- волновой характер передачи энергии и распространении напряжений и деформаций в заготовке;
- высокая скорость деформирования заготовки, составляющая 50...100 м/с, что во много раз превышает скорость пластического течения на обычных прессах;
- действие инерционных сил заготовки;
- изменение физико-механических свойств материала заготовки в процессе нагружения и передающей среды – воды;
- взаимное влияние друг на друга серии последовательных локальных нагружений.

Необходимо учитывать также значительное влияние на процесс деформации и передачи энергии при ЭГШ таких характеристик заготовки, как плотность материала, толщины и формы заготовки.

В результате исследований должны быть получены рекомендации по определению следующих технологических параметров, определяющих силовые режимы электрогидравлической штамповки последовательными локальными нагружениями:

- запасаемая энергия ГИТ $E_{зип}$, кДж;
- напряжение U , кВ;
- емкость батареи конденсаторов C , мкФ;
- место приложения импульса нагрузки;
- момент приложения импульсной нагрузки;
- расстояние от канала разряда до заготовки r , мм;
- усилие прижима $P_{пр}$, кН (тс).

Заключение

Приведенный анализ указывает на существующую необходимость и перспективность дальнейшего развития метода последовательного локального нагружения, как метода управления процессом нагружения при электрогидравлической штамповке, что позволит существенно снизить энерго- и ресурсопотребление, улучшить качество получаемых изделий за счет оптимального использования пластических свойств материала.

Литература

1. Малов А.Н. Технология холодной штамповки. – М.: Машиностроение, 1969. – 567 с.
2. Мельников Э.Л. Холодная штамповка днищ. – М.: Машиностроение, 1976. – 184 с.
3. Тараненко М.Е. Интенсификация процесса ЭГ-штамповки листовых коробчатых деталей// Кузнечно-штамповочное производство. 2001. №9. С.10-23.
4. Тараненко М.Е. Влияние управления полем нагружения на расширение технологических возможностей ЭГ-штамповки// Обработка металлов давлением: Вестник Харьк. гос. политехнич. ун-та. Харьков, 1999. Вып. 76. С.23-27.

Поступила в редакцию 25.03.03

Рецензенты: д-р техн. наук, ст. научн. сотрудник Бетин А.В., НИИ ПФМ, г. Харьков; д-р техн. наук, профессор, Тараненко М.Е., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

УДК 621.8.04

ТЕМПЕРАТУРНЫЕ НАПРЯЖЕНИЯ В МНОГОСЛОЙНЫХ И ОДНОСЛОЙНЫХ ПОКРЫТИЯХ И РАБОТОСПОСОБНОСТЬ ДЕТАЛЕЙ И РЕЖУЩЕГО ИНСТРУМЕНТА

Г.И. Костюк¹, д-р техн. наук, Н.Л. Белов²

¹ Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ",

² ПО Завод им. Малишева

Проведено исследование характера изменения напряженного состояния при переходе от одного слоя покрытия к другому в динамическом и стационарном режимах работы деталей и режущего инструмента (РИ), выбраны сочетания слоев покрытий, работающих эффективно в условиях динамического, стационарного и смешанного действия температурных напряжений.

* * *

Проведено дослідження характеру впливу напруженого стану при переході від одного шару покриття до другого у динамічному та стаціонарному режимах роботи деталей та ріжучого інструменту, вибрано сполучення шарів покриттів, працюючих ефективно в умовах динамічної, статичної та змішаної дії напружень

* * *

The research of the stressed state variation nature during a transition from one layer coating to another in dynamic and stationary modes of cutting tool (CT) and of details operation is carried out and combinations of layers working efficiently in conditions of the dynamic, stationary and combined action of thermal stresses are selected.

1. ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМЫ

В ряде работ [1-4] показана возможность расчета температурных напряжений в переходной зоне покрытия – основной материал детали или режущего инструмента (РИ), что позволяет определить характер действий (сжимающие или растягивающие), величину напряжений и характер их распределения по глубине покрытия и детали, что важно для оценки износостойкости и ресурса детали и стойкости режущего инструмента. Все эти работы позволяют оценить напряженное состояние детали с учетом основных нагрузок, действующих на деталь и РИ, а также температурных напряжений, а в дальнейшем с учетом их суперпозиций оценить напряженное состояние детали или РИ. Все это позволяет, в конечном счете, определить влияние покрытий на работоспособность детали или РИ, но есть трудности при определении напряженного состояния многослойных покрытий, их возможности и совместимость с точки зрения величины скачка напряжений в переход-

ном слое и знака напряжений на поверхности детали (желательно иметь сжимающие напряжения).

Изложенное выше позволяет утверждать, что работа, посвященная исследованию температурных напряжений в однослойных и многослойных покрытиях и в переходных слоях, важна для решения вопроса о ресурсе детали и стойкости РИ, т.е. эта задача актуальна и своевременна.

Работы по изучению напряженного состояния многослойных и однослойных покрытий выполнялись при реализации проекта "Разработка теоретических основ создания интегрированной ионно-плазменной обработки деталей аэрокосмической техники", а также других программ ГКНТ, Министерства образования Украины, Министерства науки и технологии, Министерства образования и науки. К ним относятся такие проекты:

- Повышение надежности и эксплуатационных свойств деталей машин путем формирования поверхностных слоев с помощью комбинированных технологий.
- Технологические пути повышения эксплуатационных характеристик деталей машин путем созда-

ния поверхностных слоев с заданными свойствами и др.

Все это подтверждает актуальность предлагаемого исследования.

2. ВВЕДЕНИЕ

Проведено исследование характера изменения напряженного состояния при переходе от одного слоя покрытия к другому в динамическом и стационарном режимах работы деталей и режущего инструмента (РИ), выбраны сочетания слоев покрытий, работающих эффективно в условиях динамического, стационарного и смешанного действия температурных напряжений, для чего рассмотрены следующие вопросы:

1. Характер изменения напряженного состояния в зоне «покрытие - инструментальный материал», и в зоне перехода от одного покрытия к другому в нестационарном режиме резания (работа непрогретого инструмента или детали с нестационарными температурными полями, работа многолезвийного инструмента).

2. Характер изменения напряженного состояния в тех же зонах в условиях, близких к стационарному резанию (минимальные градиенты температур в теле инструмента).

3. На основе этих исследований выявили принципы выбора многослойных и однослойных покрытий для режущего инструмента и провели экспериментальную проверку этих принципов.

3. РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Для изучения влияния теплофизики и термомеханики на стойкость режущего инструмента с однослойным и многослойным покрытием рассмотрим следующие вопросы:

1. Характер изменения напряженного состояния в зоне покрытия - инструментальный материал, и в зоне перехода от одного покрытия к другому в нестационарном режиме резания (работа непрогретого инструмента с нестационарными

тепловыми полями или работа многолезвийного инструмента).

2. Характер изменения напряженного состояния в тех же зонах в режиме, близком к условиям стационарного резания (минимальные градиенты температур в теле инструмента).

3. На основе этих исследований определим принципы выбора многослойных и однослойных покрытий на детали и режущий инструмент и провели экспериментальную проверку этих принципов.

Для того, чтобы определить изменение напряжений по величине и знаку, были проведены расчеты величин отношений напряжения в первом покрытии к напряжению во втором покрытии и определен знак напряжения на первом покрытии по рассмотренной ранее модели [5]. Систематизированные результаты расчетов представлены в табл. 1.

Из таблицы видно, что можно выбрать многослойное покрытие таким образом, что величины температурных напряжений при переходе от одного покрытия к другому будут незначительно отличаться по величине (не будет высоких градиентов напряжений), а также выбрать знак напряжений в соответствии с условиями работы инструмента.

Анализ результатов, представленных в табл. 1 показывает:

- для получения работоспособного при динамических нагрузках инструмента с многослойными покрытиями необходимо выбрать сочетание: первое - второе покрытия, для которых на первое покрытие действуют сжимающие напряжения, что снизит вероятность появления усталостных трещин в покрытии;
- отличие напряжений по величине при переходе от первого покрытия ко второму не должно превышать 30%, что позволит избежать значительных по величине динамических температурных напряжений в переходной зоне от одного типа покрытия к другому, что, в свою очередь, снизит вероятность отслаивания одного покрытия по отношению ко второму;

Таблица 1

№	Первое покрытие	Изменение динамических температурных напряжений при переходе от первого покрытия ко второму															
		до ± 20%								от ± 20 до ± 30%							
1	TiC	WC								α-Al ₂ O ₃						1	
2	ZrC	Nb ₂ C	Cr ₂₃ C ₆	Cr ₇ C ₃	Cr ₃ C ₂	VN				TaC	Ta ₂ N					6	
3	HfC	VC	Nb ₂ C	TaN	α-Al ₂ O ₃					TiC						3	
4	VC	HfC	Nb ₂ C	Ta ₂ N	TaN	Si ₂ N ₂				α-Al ₂ O ₃						3	
5	Nb ₂ C	HfC	VC	Ta ₂ N	TaN	Si ₂ N ₂				α-Al ₂ O ₃						2	
6	NbC	ZrC	Cr ₂₃ C ₆	Cr ₇ C ₃	Cr ₃ C ₂					VC	TiN	Ta ₂ N	Si ₂ N ₂			4	
7	TaC	ZrC	Cr ₂₃ C ₆	Mo ₂ C	TiN					NbC	Cr ₇ C ₃	Cr ₃ C ₂	VN	V ₂ N	Cr ₂ N	4	
8	Ta ₂ C	W ₂ C	ZrN	от NbN _{0,6} до NbN _{1,0}	CrN	HfN				Mo ₂ C	V ₂ N	NbN	Cr ₂ N			5	
9	Cr ₂₃ C ₆	ZrC	NbC	TaC	Cr ₇ C ₃	Cr ₃ C ₂	VN			нет						1	
10	Cr ₇ C ₃	ZrC	Cr ₂₃ C ₆	Cr ₃ C ₂	VN					VC	TiN	Ta ₂ N	Si ₂ N ₂			2	
11	Cr ₃ C ₂	ZrC	Nb ₂ C	Cr ₂₃ C ₆	Cr ₇ C ₃	VN				VC	TiN	Ta ₂ N	Si ₂ N ₂			1	
12	Mo ₂ C	ZrC	TaC	Cr ₂₃ C ₆	TiN	NbN				NbC	Cr ₇ C ₃	Cr ₃ C ₂	VN	V ₂ N	Cr ₂ N	8	
13	W ₂ C	Ta ₂ C	ZrN	от NbN _{0,9} до NbN _{1,0}	CrN	HfN				Mo ₂ C	V ₂ N	NbN	CrN			3	
14	WC	TiC								BN	NbC	Cr ₂ C ₃	Cr ₃ C ₂	VN		1	
15	TiN	ZrC	TaC	Cr ₂₃ C ₆	Mo ₂ C											3	
16	ZrN	Ta ₂ C	W ₂ C	TiN	V ₂ N	Cr ₂ N	CrN	HfN	от NbN _{0,9} до NbN _{1,0}	нет						4	
17	VN	ZrC	NbC	Cr ₂₃ C ₆	Cr ₇ C ₃	Cr ₃ C ₂				VC	TiN	Si ₂ N ₂	Ta ₂ N			4	
18	V ₂ N	ZrC	TaC	Cr ₂₃ C ₆	Mo ₂ C	Cr ₂ N				NbC	Cr ₇ C ₃	Cr ₃ C ₂	VN			9	
19	от NbN _{0,9} до NbN _{1,0}	Ta ₂ C	W ₂ C	TiN	ZrN	V ₂ N	Cr ₂ N	CrN	HfN	Mo ₂ C						4	
20	NbN	ZrN	TaC	Cr ₂₃ C ₆	Mo ₂ C	TiN	V ₂ N	Cr ₂ N		NbC	Cr ₇ C ₃	Cr ₃ C ₂	VN			1	
21	Ta ₂ N	VC	Nb ₂ C	NbC	Cr ₇ C ₃	VN	Si ₂ N ₂			HfN	Cr ₃ C ₂	TaN				8	
22	TaN	HfN	VC	Nb ₂ C	α-Al ₂ O ₃					TiC						4	
23	Cr ₂ N	ZrC	TaC	Cr ₂₃ C ₆	Mo ₂ C	TiN	NbN			NbC	Cr ₇ C ₃	Cr ₃ C ₂	VN	V ₂ N		3	
24	CrN	Ta ₂ C	W ₂ C	TiN	ZrN	V ₂ N	от NbN _{0,9} до NbN _{1,0}	Cr ₂ N	NbN	Mo ₂ C						8	
25	Si ₂ N ₂	NbC	VC	Nb ₂ N	VN	Ta ₂ N	TaN			NbC	Cr ₇ C ₃	α-Al ₂ O ₃	Cr ₂ N			10	
26	HfN	Ta ₂ C	W ₂ C	ZrN	от NbN _{0,9} до NbN _{1,0}	CrN				Mo ₂ C	V ₂ N	NbN				5	
27	BN	Нет ни одного									нет						нет
28	α-Al ₂ O ₃	TiC	HfC	TaN												4	

* Для стали все □, кроме WC ⊕

- такими принципами необходимо пользоваться для второго и третьего (третьего и четвертого и т.д.) слоя и для последующих слоев;

- этой таблицей следует пользоваться, когда условия работы инструмента можно назвать прерывистыми, когда время резания одним инструментом невелико и он не нагревается на значительную глубину, или для работы многолезвийного инструмента, для каждого лезвия которого реализуется прерывистый режим работы.

Анализируя данные, приведенные в таблице, можно сделать вывод, что для относительно небольшого количества покрытий есть возможность варьирования слоев покрытий. Так, для TiC, Cr₂₃C₆, Cr₃C₂, WC, NbN есть только одно покрытие, удовлетворяющее этим критериям; для BN нет покрытий, отвечающих этим критериям, тогда как для покрытий ZrO, NbC, Ta₂C, Mo₂C, ZrN, VN, TaN, C₄N, Si₃N₄, HN, α, Al₂O₃ есть более четырех вариантов сочетаний.

Причем динамические (нестационарные) температурные напряжения в зоне перехода от покрытия к основному материалу (быстрорежущая сталь P5M6) в основном являются сжимающими (кроме WC), но они отличаются на величины, значительно большие 30% (более чем в 10 раз для TiC, WC, BN).

По рассмотренной модели были проведены расчеты величин напряжений при переходе от первого покрытия (соприкасающегося с обрабатываемым материалом) ко второму. Для двадцати восьми типов покрытий в табл. 2 представлены обработанные и сгруппированные результаты расчетов отношений температурных напряжений в первом покрытии к напряжениям во втором или материале РИ.

Анализ результатов, представленных в табл. 2, показывает, что число сочетаний покрытий, которые удовлетворяют отличию напряжений по абсолютной величине на 30%, значительно увели-

чилось для стационарных напряжений. Существенно также увеличилось число сочетаний покрытий, для которых в первом покрытии реализуются сжимающие напряжения. Величина стационарных напряжений значительного числа покрытий отличается на 30% и менее, а число покрытий, в которых напряжения сжимающие, возросло значительно.

Число покрытий, которые удачно сочетаются с основным материалом (быстрорежущая сталь Р6М5) - двадцать. Случай действия стационарных напряжений более благоприятен для многослойных покрытий, да и для работы однослойного покрытия.

Часто нельзя конкретно определить, в каком режиме будет работать режущий инструмент:

- при действии стационарных температурных напряжений;
- при действии нестационарных температурных напряжений.

Тогда необходимо выбрать такие сочетания покрытий, которые будут удовлетворять требованиям, необходимым для двух режимов работы инструмента. Сравнив табл. 1 и 2, получим те сочетания, которые будут работать в любом режиме, эти комбинации представлены в табл. 3.

Число покрытий, для которых выполняются оба принципа, - 16, и они имеют более двух вариантов - семь (ZrC, Nb₂C, Mo₂C, W₂C, ZrN, VN, Ta₂N.).

Видно, что для 12 покрытий не нашлось ни одного покрытия, которое бы сочеталось достаточно удачно для работы в двух режимах.

Наиболее удачными оказались покрытия из карбида циркония, который удачно сочетается с четырьмя покрытиями (Nb₂C, Cr₃C₃, VN, TaC), нитрида ванадия - тремя (Cr₂₃C₆, Cr₇C₃, Cr₃C₂), нитрида тантала - тремя (Cr₇C₃, Cr₂C₂, NbO). Ряд покрытий имеет по два и по одному удачному сочетанию.

4. ВЫВОДЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ ДАЛЬНЕЙШИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Проведено исследование характера изменения

Таблица 2

№	Первое покрытие	Изменение стационарных температурных напряжений при переходе от первого покрытия ко второму									
		± 10%									
1	TiC	Nb ₂ C	Cr ₂₃ C ₆	Cr ₇ C ₃	Mo ₂ C	α-Al ₂ O ₃	Сталь				
2	ZrC	HfC	Nb ₂ C	W ₂ C	TiN	Mo ₂ N					
3	HfC	ZrC	W ₂ C	Mo ₂ N							
4	VC	V ₂ C	TaC	MoC	VN	Ta ₂ N	α-Al ₂ O ₃	Сталь			
5	V ₂ C	VC	TaC	MoC	ZrN	VN	Ta ₂ N	Cr ₂ N			
6	Nb ₂ N	TiC	Cr ₂₃ C ₇	Cr ₇ C ₃	α-Al ₂ O ₃	Сталь	Mo ₂ C				
7	NbC	ZrC	HfC	W ₂ C	TiN	ZrN	Mo ₂ N				
8	TaC	VC	V ₂ C	Cr ₇ C ₃	VN	α-Al ₂ O ₃					
9	Ta ₂ C	HfN	TaN	W ₂ N							
10	Cr ₂₃ C ₆	TiC	V ₂ C	Cr ₇ C ₃	Mo ₂ C	α-Al ₂ O ₃	Сталь	NbC			
11	Cr ₇ C ₃	TiC	VC	Nb ₂ C	TaC	Cr ₂₃ C ₆	VN	α-Al ₂ O ₃			
12	Cr ₃ C ₂	V ₂ C	от NbN _{0,9} до NbN _{1,0}	Сталь							
13	Mo ₂ C	V ₂ C	NbC	Cr ₂₃ C ₆	Cr ₃ C ₂	Сталь					
14	MoC	VC	V ₂ C	NbC	Cr ₂₃ C ₆	Cr ₇ C ₃	W ₂ C	ZrN	VN	Ta ₂ N	Cr ₂ N
15	W ₂ C	ZrC	HfC	NbC	MoC	ZrN	Ta ₂ N	Cr ₂ N	Mo ₂ N		
16	WC	нет									
17	TiN	CrN	HfC	NbC	Ta ₂ C	Mo ₂ N					
18	ZrN	VC	V ₂ C	MoC	W ₂ C	VN	Ta ₂ N	Cr ₂ N			
19	NbN	W ₂ N									
20	VN	VC	V ₂ C	TaC	MoC	Ta ₂ N	Cr ₂ N				
21	V ₂ N	нет									
22	от NbN _{0,9} до NbN _{1,0}	NbN	BN								
23	NbN	от NbN _{0,9} до NbN _{1,0}	BN								
24	Ta ₂ N	VC	V ₂ C	MoC	W ₂ C	Zr ₂ N	VN	Cr ₂ N			
25	TaN	нет									
26	Cr ₂ N	VC	V ₂ C	MoC	W ₂ C	Zr ₂ N	VN	Ta ₂ N			
27	CrN	Si ₂ N ₂									
28	Mo ₂ N	CrC	HfC	W ₂ C	TiN						
29	W ₂ N	Ta ₂ C	HfN	Сталь							
30	W ₂ N ₂	CrN									
31	BN	от NbN _{0,9} до NbN _{1,0}	NbN								
32	α-Al ₂ O ₃	TiC	VC	TaC	Cr ₂₃ C ₆	Cr ₇ C ₃	VN	Сталь			

Таблица 2 (продолжение 1)

№	Первое покрытие	Изменение стационарных температурных напряжений при переходе от первого покрытия ко второму								
		от ± 10 до $\pm 20\%$								
1	TiC	VC	Cr ₂ C ₃	VN						
2	ZrC	V ₂ C	MoC	ZrN	Ta ₂ N	CrN				
3	HfC	V ₂ C	Ta ₂ C	MoC	ZrN	Ta ₂ N	TaN	Cr ₂ N		
4	VC	TiC	Nb ₂ C	Cr ₂₃ C ₆	Cr ₇ C ₃	W ₂ C	ZrN			
5	V ₂ C	TiC	NbC	Cr ₂₃ C ₆	Cr ₇ C ₃	W ₂ C	Mo ₂ N	α -Al ₂ O ₃		
6	Nb ₂ N	VC	TaC	Cr ₂ C ₃	VN					
7	NbC	VC	V ₂ C	Mo ₂ C	MoC	VN	Ta ₂ N	CrN		
8	TaC	TiC	Nb ₂ C	Cr ₂₃ C ₆	Mo ₂ C	MoC	ZrN	TaN	CrN	Сталь
9	Ta ₂ C	нет								
10	Cr ₂₃ C ₆	VC	TaC	Cr ₃ C ₂	VN					
11	Cr ₇ C ₃	V ₂ C	Cr ₃ C ₂	Mo ₂ C	MoC	Сталь				
12	Cr ₃ C ₂	TiC	V ₂ C	NbC	Cr ₂₃ C ₆	NbN	BN	α -Al ₂ O ₃		
13	Mo ₂ C	Cr ₇ C ₃	от NbN _{0,9} до NbN _{1,0}	NbN	BN	α -Al ₂ O ₃				
14	MoC	TiC	TaC	Mo ₂ N	Si ₂ N ₂	α -Al ₂ O ₃				
15	W ₂ C	VC	V ₂ C	TaC	Cr ₇ C ₃	Mo ₂ N	TiN	VN		
16	WC	нет								
17	TiN	MoC	W ₂ C	ZrN	Cr ₂ N	W ₂ N				
18	ZrN	TiC	NbC	TaC	Cr ₂₃ C ₆	Mo ₂ N	Si ₂ N ₂	α -Al ₂ O ₃		
19	NbN	нет								
20		TiC	Nb ₂ C	Cr ₂₃ C ₆	Cr ₇ C ₃		ZrN	α -Al ₂ O ₃	Сталь	
21	V ₂ N	нет								
22	от NbN _{0,9} до NbN _{1,0}	Cr ₃ C ₂	Mo ₂ C							
23	NbN	Cr ₃ C ₂	Mo ₂ C							
24	Ta ₂ N	Cr ₃ C ₂	Mo ₂ C	TiC	NbC	Cr ₂₃ C ₆	Cr ₇ C ₃	Mo ₂ N	Si ₂ N ₂	α -Al ₂ O ₃
25	TaN	V ₂ N								
26	Cr ₂ N	TiN	NbC	TaC	Cr ₇ C ₃	Mo ₂ C	Si ₂ N ₂	BN	α -Al ₂ O ₃	Mo ₂ N
27	CrN	нет								
28	Mo ₂ N	VC	V ₂ C	MoC	ZrN	VN	Ta ₂ N	TaN	Cr ₂ N	
29	W ₂ N	Cr ₂ N								
30	W ₂ N ₂	нет								
31	BN	нет								
32	α -Al ₂ O ₃	Cr ₃ C ₂	Mo ₂ C							

Таблица 2 (продолжение 2)

№	Первое покрытие	Изменение стационарных температурных напряжений при переходе от первого покрытия ко второму								Число разреженных сочетаний	Сочетания с быстрорежущей сталью
		от ± 20 до ± 30%									
1	TiC	V ₂ C	MoC	NbN	TaN	BN				5	-
2	ZrC	VC	TaC	Ta ₂ C	Cr ₇ C ₃	VN				6	-
3	HfC	VC	TaC	HfN	VN	W ₂ N				9	-
4	VC	ZrC	HfC	NbC	Cr ₃ C ₂	Mo ₂ C	Mo ₂ N			12	I
5	V ₂ C	ZrC	HfC	Nb ₂ C	Cr ₃ C ₂	Mo ₂ C	TiN	Сталь		13	III
6	Nb ₂ N	V ₂ C	MoC	от NbN _{0,9} до NbN _{1,0}	NbN	Ta ₂ N	BN			11	I
7	NbC	TaC	Ta ₂ C	Cr ₇ C ₃	TaN	α-Al ₂ O ₃				5	-
8	TaC	Cr ₃ C ₂	W ₂ C	от NbN _{0,9} до NbN _{1,0}						14	II
9	Ta ₂ C	ZrC	HfC	Mo ₂ N						1	-
10	Cr ₂₃ C ₆	V ₂ C	MoC	от NbN _{0,9} до NbN _{1,0}	NbN	Ta ₂ N	BN			4	I
11	Cr ₇ C ₃	W ₂ C	ZrNa	от NbN _{0,9} до NbN _{1,0}	NbN	BN				7	II
12	Cr ₃ C ₂	Cr ₇ C ₃	α-Al ₂ O ₃							4	I
13	Mo ₂ C	нет								8	I
14	MoC	ZrN	HfC	Nb ₂ C	Cr ₃ C ₂	Mo ₂ C	TiN	Сталь		23	III
15	W ₂ C	TiC	Nb ₂ C	Ta ₂ C	Cr ₂₃ C ₆	α-Al ₂ O ₃	Сталь			14	III
16	WC	нет								Нет	Нет
17	TiN	VC	V ₂ C	TaC	HfN	VN	Ta ₂ N			2	-
18	ZrN	ZrC	HfC	Nb ₂ C	Cr ₂₃ C ₆	Mo ₂ C	TiN	Сталь		9	III
19	NbN	ZrC	HfC	W ₂ C	TiN	Mo ₂ N				4	-
20	VN	ZrC	HfC	NbC	Cr ₃ C ₂	Mo ₂ N				7	II
21	V ₂ N	Cr ₂ N								1	-
22	от NbN _{0,9} до NbN _{1,0}	Cr ₂₃ C ₆	Сталь							4	III
23	NbN	Cr ₂₃ C ₆	Сталь							3	III
24	Ta ₂ N	ZrC	HfC	V ₂ C	Cr ₃ C ₂	Mo ₂ C	TiN	Сталь		16	III
25	TaN	нет								Нет	-
26	Cr ₂ N	ZrC	HfC		Cr ₂₃ C ₆	Mo ₂ C	TiN	Сталь		3	III
27	CrN	нет								1	-
28	Mo ₂ N	TaC	Ta ₂ C	Cr ₇ C ₃	α-Al ₂ O ₃					12	
29	W ₂ N	ZrC	HfC	TiN	CrN	Mo ₂ N				7	I
30	W ₂ N ₂	нет								Нет	
31	BN	N ₂ C	Cr ₃ C ₂	Mo ₂ C	Сталь					5	III
32	α-Al ₂ O ₃	V ₂ C	MoC	ZrN	от NbN _{0,9} до NbN _{1,0}	Ta ₂ N	NbN	Cr ₂ N	BN	9	I

Таблица 3

№	Материал I покрытия	Покрытия, сочетающиеся для нестационарных и стационарных напряжений				Число сочетаний
1	TiC	нет				нет
2	ZrC	HfC	Cr ₇ C ₃	VN	TaC	4
3	HfC	нет				Нет
4	VC	α-Al ₂ O ₃				1
5	Nb ₂ C	V C	α-Al ₂ O ₃			2
6	NbC	нет				Нет
7	TaC	TiN				1
8	Ta ₂ C	нет				Нет
9	Cr ₂₃ C ₆	Cr ₇ C ₃				1
10	Cr ₇ C ₃	Cr ₃ C ₂				1
11	Cr ₃ C ₂	нет				Нет
12	Mo ₂ C	Cr ₂₃ C ₆	Cr ₃ C ₂			2
13	W ₂ C	Ta ₂ C	Mo ₂ C			2
14	WC	нет				Нет
15	TiN	нет				Нет
16	ZrN	TiN	V ₂ C	Cr ₂ N		3
17	HfN	W ₂ C				1
18	VN	Cr ₂₃ C ₆	Cr ₇ C ₃	Cr ₃ C ₂		3
19	V ₂ N	Cr ₂ N				1
20	от NbN _{0.9} до NbN _{1.0}	нет				Нет
21	NbN	Mo ₂ C				1
22	Ta ₂ N	Cr ₇ C ₃	Cr ₃ C ₂	NbC		3
23	TaN	нет				Нет
24	Cr ₂ N	Cr ₂₃ C ₆				1
25	CrN	нет				нет
26	Si ₃ N ₄	нет				нет
27	BN	нет				нет
28	α-Al ₂ O ₃	TiC				TiC

напряженного состояния при переходе от одного слоя покрытия к другому в динамическом и стационарном режимах работы деталей и режущего инструмента (РИ), выбраны сочетания слоев покрытий, работающих эффективно в условиях динамического, стационарного и смешанного действия температурных напряжений, для чего рассмотрены следующие вопросы:

1. Характер изменения напряженного состояния в зоне «покрытие - инструментальный материал» и в зоне перехода от одного покрытия к другому в нестационарном режиме резания (работа непрогретого инструмента или детали с нестационарными температурными полями, или работа многолезвийного инструмента).

2. Характер изменения напряженного состояния в тех же зонах в условиях, близких к стационарному резанию (минимальные градиенты температур в теле инструмента).

3. Принципы выбора многослойных и однослойных покрытий для режущего инструмента и экспериментальная проверка принципов на основе этих исследований.

В дальнейшем необходимо расширить гамму основных материалов деталей или материалов режущих инструментов, что даст возможность реализовать прогноз напряженного состояния для широкого круга основных материалов и материалов режущих инструментов (быстрорежущих сталей и твердых сплавов).

ЛИТЕРАТУРА

1. Костюк Г.И., Тавалбех Х.А. Особенности конструирования эффективного режущего инструмента с многослойными покрытиями, связанные с его напряженным состоянием // Вестник Национального технического университета Украины «Киевский политехнический институт». К., 2001. № 40. С. 170-184.

2. Костюк Г.И., Мамлюк О.В., Шпаковский И.В. Тепловое и напряженное состояние инструмента с покрытием и упрочненным слоем при плазменно-механической обработке металлических композиционных материалов // Авиационно-космическая техника и технология. Труды Гос. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2000. Вып. 17. С.180-185.

3. Костюк Г.И., Воляк Е.А., Костюк Е.Г. Влияние напряженного состояния в износостойких покрытиях и в зоне покрытие-деталь (РИ) на долговечность работы деталей и режущего инструмента // Авиационно-космическая техника и технология. Труды XI междунар. конф. «Новые технологии в машиностроении», Харьков - Рыбачье, 2002. С. 17.

4. Костюк Г.И., Син Юаньдун, Антонова О.О. Научные основы выбора многослойных и однослойных покрытий в деталях авиационной техники на основе исследования характера напряженного состояния // Авиационно-космическая техника и технология. Труды Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2001. Вып. 24. С.159-169.

5. Костюк Г.И., Костюк Е.Г., Синь Юань Дун. Теплофизические и термомеханические аспекты механической обработки и стойкость режущего инструмента с одно- и многослойным покрытием и упрочненным слоем: Материалы II междунар. конф. «Прогрессивная техника и технология», 2001.

Поступила в редакцию 24.03.03

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор Федорович О.Е., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков; канд. техн. наук Полищук С.М., ООО «Энергоатом Харьков проект», г. Харьков.

УДК 621.774.5 : 621.7.044

ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ КАЧЕСТВА ГАЗОДЕТОНАЦИОННОЙ ФУТЕРОВКИ БИСЛОЙНЫХ ТРУБ

К.А. Никитенко, канд. техн. наук, В.К. Борисевич, д-р техн. наук

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

Рассмотрены параметры и методика оценки качества бислойных (биметаллических) труб. Приведена методика выбора размеров трубчатых заготовок и их предельных отклонений по коэффициенту плакирования готовой биметаллической трубы.

* * *

Розглянуто параметри та методика оцінки якості бішарових (біметалевих) труб. Наведено методику вибору розмірів трубчатих заготовок та їх граничних відхилень за коефіцієнтом плакування готової біметалевої труби.

* * *

Quality parameters and methodic of bilayer (bimetal) tubes quality appraisal have been studied. The methodic of dimensions choice and its maximum deviations for tube blanks upon the cladding factor of processed bimetal tube are presented.

Введение. Перспективным является применение в авиационных конструкциях различного назначения и на космических аппаратах биметаллических (мультиметаллических) трубчатых элементов, плакированных жаростойкой сталью, никелевыми сплавами и обладающих высокой удельной жесткостью и усталостной прочностью. Требования, предъявляемые к трубчатым биметаллическим изделиям в авиационной промышленности, довольно высоки и имеют свою специфику. Полиметаллические трубы (трубопроводы) должны иметь высокую точность размеров, качество поверхности и минимум сварных швов. Данные требования должны обеспечиваться технологией производства.

Настоящая работа посвящена анализу технологических возможностей обеспечения требуемого качества производства длинномерных (с отношением длины к внешнему диаметру $L/D > 40$) высокоточных биметаллических труб авиационного назначения; в ней рассмотрены принципы выбора исходных заготовок.

Методика оценки качества труб. Основные требования к качеству биметаллических труб* в за-

висимости от их назначения, изложены в технических условиях на эти трубы. Точность размеров бислойных заготовок для термодиффузионной сварки должна быть не ниже, чем труб после термодиффузионной сварки.

Чтобы оценить точность размеров и качество бислойных труб, необходимо провести количественную оценку по следующим показателям [1]:

- точность размеров слоев после запрессовки (приведенные значения – для труб с наружным диаметром 30...100 мм):
- 1) предельное отклонение по толщине плакирующего слоя – $\pm 15\%$ (цветной металл) или $\pm 30\%$ (коррозионностойкая сталь) для удельной толщины плакирующего слоя (отношение толщины плакирующего слоя к толщине стенки бислойной трубы) 20...40%;
- 2) предельное отклонение по суммарной толщине стенки – $\pm 10\%$;
- 3) предельное отклонение по наружному диаметру – $\pm (0,25 \div 0,40)$ мм или $\pm (0,6 \div 1,0)\%$;
- суммарная площадь контактной поверхности

* Биметаллические трубы состоят из основного и плакирующего слоев, сваренных на границе контакта. Готовые бислойные трубы, в отличие от биметаллических труб, имеют плотный контакт заданной

величины между слоями. Диффузионная связь слоев отсутствует. Бислойная заготовка – трубчатая пара, собранная с зазором между слоями и предназначенная для процесса футеровки.

слоев в бислойной трубе – не менее 60...75%;

- величина контактного давления между слоями в бислойной трубе – максимально допустимая для данного сочетания металлов слоев и размеров труб.

Количественные значения показателей точности размеров слоев приведены для трубопроводов, применяемых в авиационной промышленности. Два последних показателя обусловлены требованием к качеству сварки между слоями в биметаллической трубе. В применяемых на производстве технологиях данные показатели достигаются совместной пластической деформацией слоев, что приводит к снижению точности их размеров в трубе.

Проблема получения бислойной заготовки заданной точности и качества явилась причиной поиска новых способов. Разработанная технология газодетонационной футеровки длинномерных труб [2, 3] позволяет производить бислойные трубы, удовлетворяющие приведенным выше требованиям.

Ранее [3] было рассмотрено влияние технологических параметров процесса футеровки и скорости удара в момент начала совместной деформации слоев на величину контактного давления в трубе. Необходимо установить критерий оптимальности технологического процесса.

Выбор начального зазора. Величина исходного зазора в собранной под футеровку паре должна быть выбрана такой, чтобы обеспечить, в первую очередь, возможность разгона плакирующей оболочки до расчетной скорости [3], при которой ее остаточное пружинение близко к нулю. Данная радиальная скорость оболочки в момент начала совместной деформации слоев обеспечивает не только максимальное контактное давление запрессовки, но и получение площади контактной поверхности, достаточной для последующей сварки слоев (рис. 1).

Так как при прочих равных условиях скоростью соударения можно управлять также, изменяя величину давления футеровки, необходимо выработать

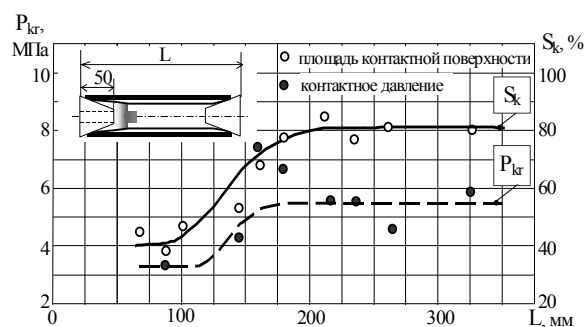


Рис. 1. Распределение контактного давления запрессовки $P_{кр}$ и площади контактной поверхности S_k вдоль образующей бислойной трубы $\varnothing 61 \times 7,5$ мм (сталь – сплав АМг-2М)

критерий, по которому можно было определить, каким именно образом достичь оптимального разгона стенки плакирующей оболочки до необходимой (оптимальной) скорости. Таким критерием может служить требование применения минимального давления футеровки для запрессовки плакирующего слоя на заданную максимальную величину. Этот критерий обусловлен не только требованиями экономики компонентов газовой смеси, но и стремлением ограничить пиковые давления в энергетическом узле установки. Уменьшение величины газового заряда позволяет существенно упростить конструкцию узлов герметизации установки, снизить шумовой эффект детонации.

Максимально возможный начальный зазор при минимальном начальном давлении газового заряда связан с определением максимально допустимых деформаций стенки плакирующей оболочки, при которых обеспечивается ее целостность. Значение критической деформации $v_{кр}$ для оболочки $\varnothing 42 \times 0,75$ мм из алюминиевого сплава АМг-2м было установлено из опыта. Разрушение стенки оболочки начиналось, когда ее радиальное смещение достигало 4 мм. Критическая относительная деформация, определяемая зависимостью [4]

$$\frac{u_{кр}}{r} + \frac{u_{кр}}{r + u_{кр}} = v_{кр}, \quad (1)$$

для указанной оболочки $v_{кр} = 0,350$. Здесь $u_{кр}$ – предельное перемещение стенки оболочки; r – радиус внутренней поверхности оболочки. Из равенства (1)

можно определить величину предельного начального зазора $\delta_{np} = u_{кр}$:

$$\delta_{np} = \frac{r}{2} \left[(v_{кр} - 2) + \sqrt{4 + v_{кр}^2} \right]. \quad (2)$$

Было установлено [2], что величина оптимального зазора, на котором стенка оболочки успевает достичь максимальной скорости при заданном давлении футеровки, составляет 30...60% от ее максимального перемещения до разрушения. Таким образом, за оптимальную деформацию оболочки $v_{опт}$, с погрешностью не более 4% (при $u/\Gamma < 0,1$), можно принять $v_{опт} = (0,3 \dots 0,6) \cdot v_{кр}$. Оптимальную величину зазора можно определить по формуле (2), заменив в ней $v_{кр}$ на $v_{опт}$ для произвольного радиуса оболочки. Заметим, что формула (2) не учитывает упрочнение металла в процессе деформирования.

Выбор размеров заготовок. При отработке технологии газодетонационной футеровки труб установлено, что номинальные размеры основного слоя не изменяются и находятся практически в таком же поле допуска, как у исходной заготовки. Размеры трубчатой заготовки для основного слоя – внешний диаметр D_1 и толщину стенки трубы h_1 – можно задавать равными размерам готовой трубы.

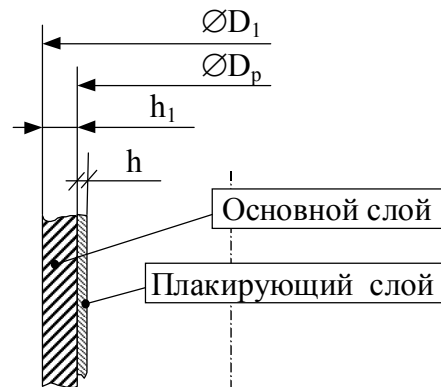
Задача состоит в подборе размеров сечения плакирующей заготовки – внешнего диаметра D_2 и толщины оболочки h_2 (рис. 2). Эта задача должна рассматриваться с учетом размеров основного слоя и толщины необходимого плакирующего слоя h . При этом в расчете необходимо учитывать значения оптимального начального зазора между слоями.

Из условия сохранения площади сечения плакирующей оболочки и условия геометрической совместности размеров сечений плакирующей и плакируемой заготовок получим систему уравнений [4]

$$\begin{cases} D_2^2 - (D_2 - 2h_2)^2 = (D_1 - 2h_1)^2 - (D_1 - 2h_1 - 2h)^2, \\ D_2 - 2h_2 + 2u = D_1 - 2h_1 - 2h \end{cases} \quad (3)$$

которая дополняется выражением для оптимальной величины перемещения стенки оболочки

Бислойная труба



Бислойная заготовка

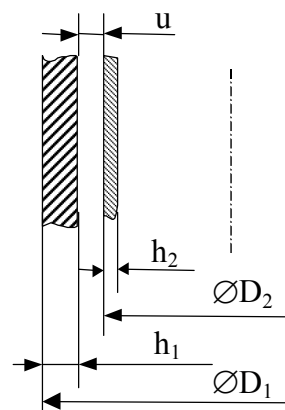


Рис. 2. Схема размеров

$$u_{онм} = \frac{r}{2} \left[(\kappa v_{кр} - 2) + \sqrt{4 + (\kappa v_{кр})^2} \right], \quad (4)$$

где $r = \frac{D_2 - 2\delta_2}{2}$; $\kappa = 0,45$ – поправочный коэффициент на величину деформации [3].

В результате решения системы уравнений (3) совместно с уравнением (4) получим выражения для размеров плакирующей заготовки:

$$D_2 = 2 \sqrt{\frac{(D_1 - 2h_1 - 2h)^2}{(\kappa v_{кр} + \sqrt{4 + (\kappa v_{кр})^2})^2} + h(D_1 - 2h_1) - h^2}, \quad (5)$$

$$h_2 = - \frac{D_1 - 2h_1 - 2h}{\kappa v_{кр} + \sqrt{4 + (\kappa v_{кр})^2}} + \frac{D_2}{2}. \quad (6)$$

Трубчатую заготовку плакирующего слоя выбирают в соответствии со стандартами на сортамент выпускаемых труб. Размеры заготовки D_2 и h_2 – ориентировочные. Окончательные размеры диаметра

$D_{2 \text{ расч}}$ и толщины стенки заготовки $h_{2 \text{ расч}}$ принимаем в соответствии с сортаментом выпускаемых моно-металлических труб по ГОСТу в диапазоне размеров заготовки плакирующего слоя D_2 и h_2 , соответствующем предельному изменению коэффициента k : $k = 0,3$ для $D_{2 \text{ max}}$ и $h_{2 \text{ min}}$; $k = 0,6$ для $D_{2 \text{ min}}$ и $h_{2 \text{ max}}$ [3]. Толщину плакирующего слоя $h = h_{\text{расч}}$ пересчитываем по зависимости (5) с учетом принятых размеров.

По ГОСТам и техническим условиям регламентируется не толщина плакирующего слоя, а коэффициент плакирования и его предельные отклонения. Этот коэффициент выражает отношение площади поперечного сечения плакирующего слоя к общей площади поперечного сечения трубы. При производстве труб из бислойных заготовок при установившемся процессе деформации слоев коэффициент плакирования остается постоянным. Это дает возможность вести расчеты размеров заготовок слоев по известным размерам готовых труб. Чтобы готовая труба удовлетворяла требованиям по толщине плакирующего слоя, надо коэффициент плакирования n_{Γ} брать соответствующим критическим значениям плакирующего слоя $t_{\text{пл кр}} \geq t_{\text{пл min}} + \Delta_{\Gamma}$, где $t_{\text{пл min}}$ – минимальная допустимая толщина плакирующего слоя, а Δ_{Γ} – возможное отклонение толщины плакирующего слоя от номинального значения, которое характеризуется способом производства труб: $\Delta_{\Gamma} = 0,05 \dots 0,1$ мм – при термодиффузионной сварке с последующим холодным переделом; $\Delta_{\Gamma} = 0,2 \dots 0,4$ мм – при прокатке.

Зная предъявляемые к готовым трубам требования по точности плакирующего слоя, определяем минимальные n_{min} и максимальные n_{max} коэффициенты плакирования

$$n_{\text{min}} = n_{\Gamma} - \Delta n_{\Gamma}, \quad n_{\text{max}} = n_{\text{min}} + 2\Delta n_{\text{доп}},$$

где Δn_{Γ} – отклонение коэффициента плакирования от оптимального значения n_{Γ} , соответствующее величине возможных отклонений толщины плакирующего слоя от номинального значения в зависимости от способа получения биметаллической тру-

бы; $\Delta n_{\text{доп}}$ – отклонение коэффициента плакирования от номинального значения, соответствующее половине поля допуска на толщину плакирующего слоя. По ТУ 14-3-672 – 78 колебания номинального коэффициента плакирования n , равного 0,23, составляют $\pm 30\%$.

Расчетное значение коэффициента плакирования $n_{\text{расч}}$, найденное для толщины плакирующего слоя $h_{\text{расч}}$, должно удовлетворять условию

$$n_{\text{max}} \geq n_{\text{расч}} \geq n_{\text{min}}. \quad (7)$$

Если это условие выполняется, расчетные размеры диаметра и толщины стенки заготовки плакирующего слоя принимаются как окончательные. В противном случае эти размеры уточняются.

Точность размеров заготовки. Требования к точности размеров готовой биметаллической трубы известны уже на стадии проектирования технологического процесса. Это позволяет рассчитать предельные отклонения размеров трубы-заготовки плакирующего слоя по зависимостям для минимального и максимального коэффициентов плакирования бислойной трубы-заготовки

$$n_{\text{min}} \leq n_{\text{э min}} = \frac{(h_{\text{расч}} - \Delta h) [(D_p - \Delta D_p) - (h_{\text{расч}} - \Delta h)]}{(h_1 + \Delta h_1 + h_{\text{расч}} - \Delta h) [(D_1 + \Delta D_1) - (h_1 - \Delta h_1 - h_{\text{расч}} + \Delta h)]}, \quad (8)$$

$$n_{\text{max}} \geq n_{\text{э max}} = \frac{(h_{\text{расч}} + \Delta h) [(D_p - \Delta D_p) - (h_{\text{расч}} + \Delta h)]}{(h_1 - \Delta h_1 + h_{\text{расч}} - \Delta h) [(D_1 - \Delta D_1) - (h_1 - \Delta h_1 + h_{\text{расч}} + \Delta h)]}, \quad (9)$$

где Δh , Δh_1 – предельные отклонения толщины плакирующего и основного слоев соответственно; ΔD_p , ΔD_1 – предельные отклонения диаметра плакирующего слоя и наружного диаметра бислойной трубы соответственно.

$$D_p = D_{p \text{ ном}} + 2\Delta, \quad (10)$$

где $D_{p \text{ ном}}$ – номинальный разделительный диаметр слоев в бислойной трубе; Δ – остаточное смещение внутренней поверхности основного слоя после фу-

теровки, равное величине создаваемого натяга в бислойной трубе

$$\Delta = P_{kr} \frac{D_{p\text{ ном}}}{E} \left(\frac{D_1^2 + D_{p\text{ ном}}^2}{D_1^2 - D_{p\text{ ном}}^2} + \mu \right), \quad (11)$$

где P_{kr} – контактное давление запрессовки, выбираемое максимально возможным для данного сочетания материалов слоев [2]; E – модуль упругости материала основного слоя; μ – коэффициент Пуассона.

Пользуясь формулой (8), методом последовательных приближений задают предельные отклонения на толщину плакирующего и основного слоев заготовки. Кроме того, пользуясь выражением (9), задают верхние предельные отклонения плакирующего слоя и нижние – основного слоя бислойной трубы. Предельные отклонения номинальных размеров труб-заготовок слоев принимают равными соответствующим отклонениям размеров слоев в бислойной трубе.

Некоторые замечания. При больших отклонениях от номинальных размеров и значительной овальности толстостенных заготовок основного слоя происходит неравномерная запрессовка плакирующей оболочки. Во избежание этого необходима предварительная калибровка толстостенной трубы основного слоя. Точность размеров калиброванной трубы определяется точностью исходных размеров, свойствами материалов и другими факторами и обеспечивает отклонение по диаметру в пределах 0,2...0,3 мм.

Выбор термодиффузионного способа производства биметаллических труб позволяет снизить расход плакирующего металла путем обеспечения более высокой точности размеров по сравнению с другими методами производства труб.

Выводы

1. Задача поиска технологии производства труб для авиации сводится к разработке процесса

получения качественной бислойной заготовки с заданной точностью размеров слоев.

2. Рассмотренный алгоритм выбора размеров и их предельных отклонений для исходных трубчатых заготовок слоев в технологическом процессе газодетонационной футеровки длинномерных труб позволяет получать бислойные трубы (заготовки), удовлетворяющие необходимым требованиям точности. Выбор начального зазора в бислойной паре по приведенным зависимостям позволяет снизить рабочее давление футеровки и добиться максимальной площади контакта слоев.

Литература

1. Чепурко М.И. и др. Производство биметаллических труб и прутков. - М.: Металлургия, 1986. - 240 с.
2. Никитенко К.А., Борисевич В.К., Бакаев С.Н. Установка для производства длинномерных биметаллических труб МИРТ-1 // Удосконалення процесів і обладнання обробки тиском у машинобудуванні і металургії: Темат. зб. наук. праць. Краматорськ: ДДМА. – 2001. – С. 13-16.
3. Никитенко К.А., Борисевич В.К. Технология газодетонационной футеровки длинномерных бислойных труб // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. – 2002. – Вып. 27(4). – С. 63-74.
4. Производство биметаллических труб и трубных изделий с применением энергии взрыва/ Е.А. Близиюков, Н.П. Юрченко, А.В. Гусакова, Л.С. Амелина /Ин-т “Черметинформация”. - М., 1991. - 55 с.

Поступила в редакцию 24.03.03

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор Тараненко М.Е., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков; канд. техн. наук, доцент Савченко Н.Ф., Харьковский Государственный экономический университет, г. Харьков.

УДК 629.735.33.023.8.018.4

ИССЛЕДОВАНИЕ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ЗАКЛЕПОЧНЫХ СОЕДИНЕНИЙ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА

Ю.А. Воробьев, С.Г. Кушнарченко, канд. техн. наук

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

Изложены результаты экспериментальных исследований долговечности заклепочных соединений образцов из углепластика, выполненных различными способами клепки; влияние на долговечность температуры саморазогрева образцов.

* * *

Викладено результати експериментальних досліджень довговічності заклепочних з'єднань зразків із вуглепластика, виконаних різними способами клепання; вплив на довговічність температури саморозігріву зразків.

* * *

The results of experimental researches of durability riveting of junctions are stated is exemplar from carboncomposite, executed by various clasp methods; influence to durability of temperature self-heat is exemplar are expounded.

К наиболее важным требованиям, предъявляемым к конструкциям современных летательных аппаратов, относят минимизацию массы, увеличение жесткости и прочности, эксплуатационного ресурса и надежности. Этому комплексу требований в первую очередь удовлетворяют конструкции, изготовленные из полимерных композиционных материалов (ПКМ).

Из всех армирующих материалов углеродные волокна являются одним из наиболее перспективных для упрочнения полимерных матриц ввиду высоких значений удельных прочности и жесткости.

В настоящее время наиболее широко распространены резбовые, клеевые, заклепочные и шпильочно-болтовые соединения конструкций из ПКМ. Основной особенностью процесса образования заклепочных соединений деталей из углепластиков (КМУ) считают возможность разрушения композиции в процессе клепки. В силу малого относительного удлинения при разрушении, низкого порога ударпрочности допустимые деформации при клепке КМУ имеют предел, который в несколько раз меньше, чем у легких сплавов и сталей. В то же время для обеспечения необходимой жесткости соединения и равномерной загрузки всех силовых то-

чек натяг необходим.

Для обеспечения прочности соединений в условиях нагрева и электрохимической коррозии применяют заклепки из коррозионностойкой стали или сплавов титана, что усложняет задачу ограничения деформаций и напряжений при клепке КМУ.

До настоящего времени у специалистов нет единого мнения об оптимальных величинах радиальных натягов в заклепочных соединениях КМУ, обеспечивающих максимальные значения статической прочности и усталостной долговечности. В [1] для таких конструкций установлен оптимальный натяг 3 %, в других работах [2, 3] эту величину считают критической и рекомендуют натяг 0,7...1,5 %. В зарубежных же изделиях заклепки типа Stahl-Hi-Loks устанавливают с натягом 0,08...2,25 %, предпочитая минимальные значения [4].

В этой связи большой интерес представляет исследование влияния натяга в соединении на его циклическую долговечность при различных способах клепки. Были проведены усталостные испытания соединений КМУ заклепками ОСТ 1 34008-86 диаметром $d=3; 4$ мм из титанового сплава ВТ16 с шайбой ОСТ 1 34503-86. Соединения выполняли импульсной (плоская обжимка, обжимка со сфери-

ческой лункой $R_{сф}=d$ и $R_{сф}=1,25d$; поддержка с плоской рабочей частью), многоударной и прессовой клепкой. Для сравнения были испытаны пластины из исходного материала и образцы с концентратором напряжений в виде отверстия диаметром $d_0=d$.

Исследования проводили на образцах, изготовленных из препрега CE 1003-255-40/1071024 фирмы SIGRI GmbH с одной из наиболее распространенных в авиационных конструкциях схемой армирования $[(0_2 / \pm 45)_2 / \bar{0}]_s$.

Из всего разнообразия образцов заклепочных соединений для исследования были выбраны:

- Тип 1 – заполненное незагруженное отверстие;
- Тип 2 – двухсрезное симметричное четырехрядное соединение с одной заклепкой в ряду;
- Тип 3 – односрезное несимметричное соединение с одной заклепкой.

Отверстия в пакете выполняли в два перехода: сверлом $\varnothing 3,8$ мм, затем разверткой $\varnothing 4,1$ Н9.

Исследования проводили на аттестованной испытательной машине с силовым цилиндром мод. SCHENK 100kN PM 100 R_n (рис. 1,а), управление и контроль параметров осуществляли со стойки управления мод. SCHENK MP 312 (рис.1,б).

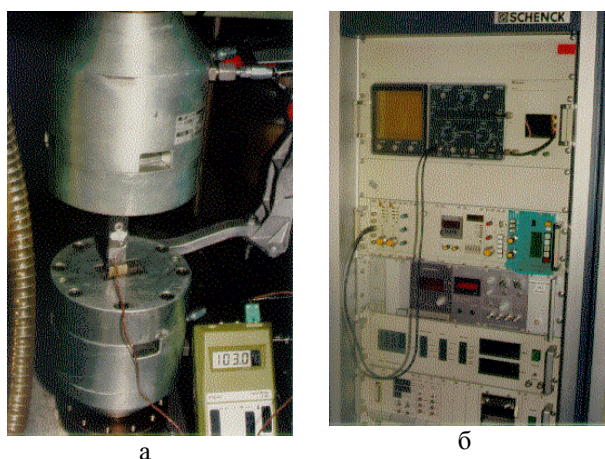


Рис. 1. Схема проведения эксперимента:
а – испытательная машина; б – стойка управления

Частота нагружения составляла 20 Гц для всех типов образцов, образцы Тип 1 дополнительно испытывали при частотах в 2,5...5 Гц.

Из полученных результатов видно следующее:

- Долговечность клепаных образцов выше долговечности пластин с концентратором напряжений, но ниже долговечности пластин без концентратора.
- На базовом числе циклов (1 млн. циклов) разрушения в образцах происходят при следующих уровнях нагружения от $P_{стат.}$: пластина с концентратором – 75 %; пластина без концентратора и импульсная клепка (обжимка со сферической лункой $R_{сф}=d$) – 80 %; прессовая клепка – 85 %; импульсная клепка (плоская обжимка и со сферической лункой $R_{сф}=1,25d$) и многоударная клепка – 95 %. Однако для реальных конструкций и условий эксплуатации уровни усталостного нагружения, как правило, не превышают 60 % от статического предела прочности. Таким образом, полученные результаты свидетельствуют о больших резервах соединений КМ при циклическом нагружении.
- По абсолютным величинам наиболее высокие напряжения усталостного разрушения на базовом числе циклов имеют пластины без концентратора напряжений – 838 Н/мм². Для образцов, выполненных импульсной клепкой плоской обжимкой, напряжения усталостного разрушения составляют 706 Н/мм²; для импульсной клепки обжимкой со сферической лункой $R_{сф}=1,25d$ – 697 Н/мм² и $R_{сф}=d$ – 550 Н/мм²; многоударной клепки – 608 Н/мм²; прессовой клепки – 528 Н/мм². Минимальные значения характерны для пластин с концентратором напряжений в виде отверстия – 470 Н/мм².

На рис. 2 показаны экспериментальные значения и аппроксимирующие зависимости долговечности клепаных соединений от способа клепки и натяга в соединении $\lg N=f(\Delta)$.

Для импульсной клепки и обобщенной зависимости существуют оптимальные значения натягов, обеспечивающие максимальную долговечность соединений: для импульсной клепки $\Delta_{опт}=1,16$ %; обобщенная кривая имеет максимум при натяге $\Delta_{опт}=1,27$ %.

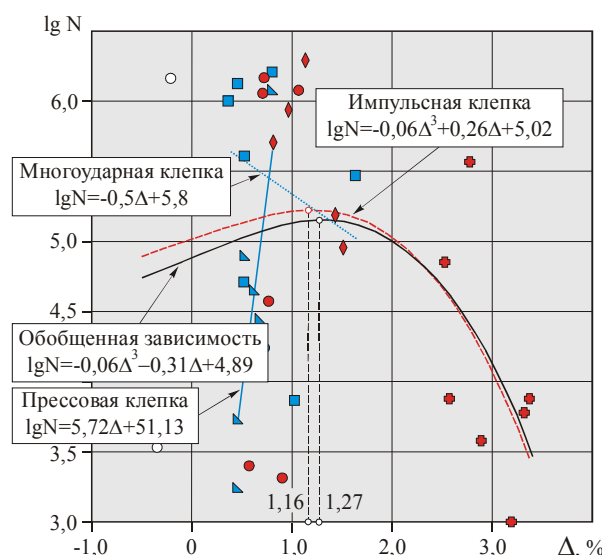


Рис. 2. Залежність циклічної довговечності $\lg N$ заклепочних соединений від натяга Δ і способу клепки

Полученные результаты позволяют рекомендовать импульсную клепку обжимкой со сферической лункой $R_{\text{сф}}=1,4d$ в качестве клепки, обеспечивающей максимальную циклическую долговечность при качественном выполнении соединений. Увеличение натягов при импульсной клепке обжимкой со сферической лункой $R_{\text{сф}}=d$ до $\Delta=2,5-2,8\%$ требует увеличения энергии удара и сопровождается, как правило, повреждением композита, что приводит к снижению усталостных характеристик соединений. Существенное снижение напряжений разрушения при циклическом нагружении по сравнению со статикой для пресовой клепки объясняется наличием зазора под закладной головкой заклепки и меньшими в сравнении с многоударной клепкой усилиями сжатия пакета.

При проведении предварительных исследований было отмечено значительное увеличение температуры образца в процессе усталостного нагружения (явление саморазогрева), что по данным [5] является причиной резкого ухудшения прочностных и упругих характеристик материала соединяемых деталей. В целях установления параметров, определяющих температуру саморазогрева $t^{\circ}\text{C}$, на образцы в непосредственной близости к закладной головке заклепки наклеивали датчик Tastoherm. D700 NiCr-NiAl (см. рис. 1,а); периодически проводили съем

показаний прибора с фиксацией уровня и числа циклов нагружения вплоть до разрушения образца. После построения графика $t^{\circ}=f(N)$ определяли температуру при числе циклов $N=0,9N_{\text{разр}}$. Результаты эксперимента для образцов Тип 1 и Тип 2 при коэффициенте асимметрии цикла $R=0,1$ показаны на рис. 3.

Из графиков видно, что наиболее существенное влияние на температуру саморазогрева образца оказывают следующие параметры:

- Амплитуда напряжений: при увеличении амплитуды напряжений повышается температура образца.
- Частота нагружения: для образцов Тип 1 при увеличении частоты нагружения с 5 до 20 Гц при одинаковом уровне нагружения температура возросла с $43...53^{\circ}\text{C}$ до $78...103^{\circ}\text{C}$, т.е. на $80...110\%$.
- Наличие принудительного охлаждения: применение вентилятора для непрерывного охлаждения приводит к снижению температуры на $65...77\%$ для обоих типов образцов.
- Тип образца: при меньших значениях амплитуды напряжений образцы Тип 2 имеют большую температуру ввиду своих конструктивных особенностей.

При этом рост температуры образца практически не зависит от значений верхнего напряжения (соответственно коэффициента асимметрии цикла):

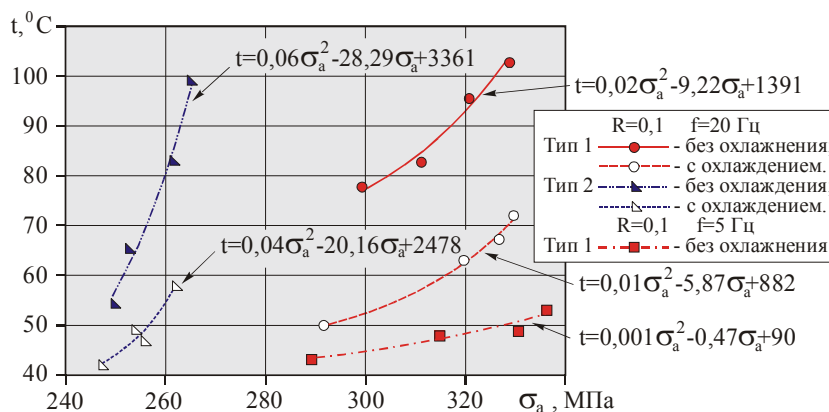


Рис. 3. Зависимость температуры саморазогрева образцов t от условий циклического нагружения f и σ_a , наличия охлаждения для различных типов образцов

графики $t=f(\sigma_a)$ носит линейный или близкий к линейному характер.

В ходе экспериментов было установлено, что явление саморазогрева существенно снижает усталостную прочность соединений КМУ (более чем в пять раз), ухудшает стабильность результатов (для охлаждаемых образцов Тип 1 коэффициент вариации числа циклов до разрушения составил 4,5 %, а для неохлаждаемых – 80,2 %).

Заключение

Проведенные исследования показывают, что заклепочные соединения КМУ обладают высокими усталостными характеристиками. На базовом числе циклов разрушение образцов происходит при уровне нагружения в 80...95 % от $R_{\text{стат}}$. Результаты экспериментов позволяют рекомендовать в качестве способа, обеспечивающего максимальную долговечность заклепочных соединений конструкций из КМУ, импульсную клепку обжимкой со сферической лункой $R_{\text{сф}}=1,4d$. Саморазогрев образцов в результате циклического нагружения более чем в пять раз снижает долговечность заклепочных соединений КМУ, существенно ухудшая стабильность параметров соединений.

Литература

1. Разработка рекомендаций по выполнению высокоресурсных заклепочных соединений в углепластиках заклепками из титанового сплава. Технический отчет 2.8841.68. НИАТ. 1986.-46 с.
2. Воронов А.В. Исследование технологии и механизма формообразования заклепочных соединений, выполненных высокоскоростным магнитно-импульсным способом в конструкциях ЛА из КМ: Автореферат дис. на соискание уч. степени канд. техн. наук. -М.: МАИ, 1981.-22 с.
3. Воробей В.В., Сироткин О.С. Соединения конструкций из КМ. -Л.: Машиностроение, Ленингр. отд-ние, 1985.-168 с.
4. Schwingfestigkeitsuntersuchungen an Fügungen in Faserverbundbauweise. Luftfahrttechnisches Handbuch, Faserverband-Leichtbau, VB 23 200-10.21.07. 1982.
5. Березин А.В. Влияние повреждений на деформационные и прочностные характеристики твердых тел. - М.: Наука, 1990.-126 с.

Поступила в редакцию 18.03.03

Рецензенты: канд. техн. наук, научный сотрудник Гонтаренко А.П., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков; канд. техн. наук, руководитель информационной службы Заугольников Н.Л., НПП «Интеравиасервис», г. Харьков.

УДК 629.735.33.023

ИССЛЕДОВАНИЕ КАЧЕСТВА ЗАКЛЕПОЧНЫХ СОЕДИНЕНИЙ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КМУ

*Ю.А. Воробьев**Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

Изложены результаты экспериментальных исследований величины и характера распределения радиального натяга как основного критерия качества заклепочных соединений образцов из углепластика, выполненных различными способами клепки.

* * *

Викладено результати експериментальних досліджень величини і характеру розподілу радіального натягу як основного критерію якості заклепувальних з'єднань зразків із вуглепластика, виконаних різними способами клепання.

* * *

The results of experimental researches of magnitude and character of distribution of a radial tightness are explained as basic criterion of quality of rivet joints is model from a carboncomposite executed by different methods of riveting.

В соответствии с существующими особенностями процесса клепки деталей из композиционных материалов к качеству заклепочных соединений из КМУ предъявляют следующие требования [1-5]:

- расположение заклепок в швах, минимальные перегибы, прямолинейность швов, тип и материал заклепок и шайб должны соответствовать чертежам и техническим условиям;
- закладные головки заклепок и шайбы под ЗГ должны прилегать всей поверхностью к материалу пакета;
- после клепки зазоры между деталями в местах их постановки не допускаются; местные зазоры в пакетах между заклепками не должны превышать 0,1...0,15 мм в зависимости от толщины листа (однако не более 15 % заклепок шва);
- на поверхности деталей из КМУ не допускаются: врезание или вмятие ЗГ и шайб на глубину более 0,15 мм; зарубки, царапины и подсечки, нарушающие целостность композиции; удаление царапин, зарубок, подсечек и других повреждений с помощью зачистки наждачной бумагой, кроме мест, указанных в чертежах;
- не разрешается клепать КМУ стальными и титановыми заклепками без специальной доработки и без шайб под ЗГ. Допускается выполнять соединение без шайбы при наличии в пакете под ЗГ металлического листа толщиной не менее 1,5 мм, имеющего σ_b не менее 690 МПа;

тановыми заклепками без специальной доработки и без шайб под ЗГ. Допускается выполнять соединение без шайбы при наличии в пакете под ЗГ металлического листа толщиной не менее 1,5 мм, имеющего σ_b не менее 690 МПа;

- радиальный натяг в соединении должен быть распределен равномерно по толщине пакета и иметь значение менее 0,8...1,2 % [2] для предотвращения разрушения связующего.

В исследованиях был принят общепризнанный критерий ресурса и герметичности – величина радиального натяга и характер его распределения, которые определяют качество заклепочных соединений.

В связи с этим целью работы являлись сравнительные исследования величины и характера распределения радиального натяга у заклепочных соединений КМУ, выполненных титановыми заклепками с шайбой с использованием прессы, пневматических многоударного и импульсного молотков.

Исследования проводили для заклепок диаметром $d=4$ мм и $d=3$ мм с плоскоскругленной головкой из титанового сплава ВТ16 (ОСТ 1 34008-86) с шайбой под ЗГ из того же сплава (ОСТ 1 34503-86). Толщина пакета из КМУ составляла $S=1,85d$; $2d$.

Подбор длин заклепок осуществляли по технологическим рекомендациям [3]. Форма ЗГ – плоская, а для импульсной клепки – плоская и полукруглая.

Отверстия под заклепки выполняли в два перехода: сверление с охлаждением водой на стационарном сверлильном станке с частотой вращения 65 с^{-1} и последующим развертыванием вручную до размера $d_0=4,1H9$ или $d_0=3,1H9$ соответственно. Для каждого отверстия проводили контроль перпендикулярности его оси плоскости пакета, визуальный контроль отсутствия трещин по кромкам отверстий, отслоений и выкрашивания связующего на стенках отверстий.

Клепку выполняли на прессе мод. КП-204М; многоударным молотком мод. КМП-25 (метод клеп-

ки – прямой, поддержка с плоской рабочей частью массой $m_n=3d$, где d – диаметр заклепки, мм, m_n – масса поддержки, кг [5]); пневмоимпульсным клепальным молотком мод. МПИ-90М (поддержки с плоской рабочей частью и с лункой по форме закладной головки заклепки массой $m_n=d$; обжимки с плоской рабочей частью и со сферическими лунками $R_{сф}=d$, $h=0,3d$ и $R_{сф}=1,25d$, $h=0,22d$ при $d_{max}=1,42d$ массой 0,14 кг).

Радиальный натяг в соединении определяли по типовой методике. Перед клепкой индикаторным нутромером измеряли диаметр отверстия d_0 в четырех сечениях $h/S=15; 35; 65$ и 85% , где h – расстояние от поверхности пакета со стороны закладной головки заклепки до измеряемого сечения (рис. 1).

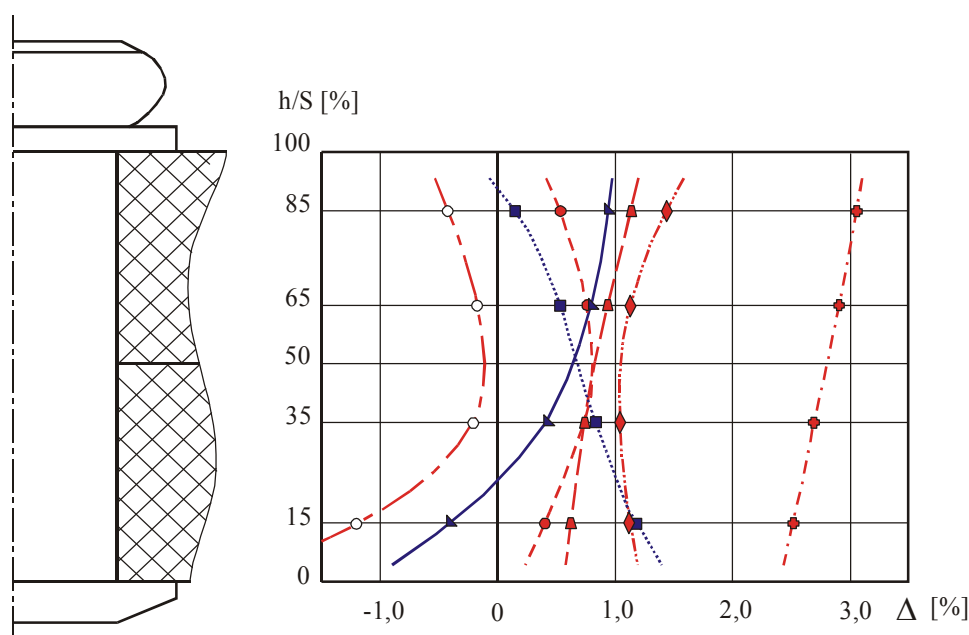


Рис. 1. Графики распределения радиального натяга по толщине пакета для различных способов клепки:

- ▲— — прессовая клепка;
- — многоударная клепка;
- - -●- - - импульсная клепка (обжимка и поддержка с плоской рабочей частью);
- - -○- - - импульсная клепка (обжимка с плоской рабочей частью, поддержка с лункой по форме закладной головки заклепки массой $m_n=d$);
- - -■- - - импульсная клепка (обжимка со сферической лункой $R_{сф}=d$, поддержка с плоской рабочей частью массой $m_n=d$);
- - -◆- - - импульсная клепка (обжимка со сферической лункой $R_{сф}=1,25d$, поддержка с плоской рабочей частью массой $m_n=d$);
- - -▲- - - импульсная клепка (обжимка со сферической лункой $R_{сф}=1,25d$, поддержка с лункой по форме закладной головки заклепки массой $m_n=d$)

Величину радиального натяга Δ в каждом сечении определяли по формуле

$$\Delta = \frac{d_3 - d_0}{d_0} \cdot 100\% . \quad (1)$$

Высота и диаметр ЗГ заклепок в соответствии с технологическими рекомендациями [3] составляли соответственно для плоских ЗГ

$$h_{3г} = (0,375 \pm 0,025)d \text{ и } D_{3г} = (1 \pm 0,05)d; \quad (2)$$

для полукруглых ЗГ

$$h_{3г} = (0,425 \pm 0,025)d \text{ и } D_{3г} = (1,2 \pm 0,05)d. \quad (3)$$

По результатам измерений были построены графики распределения натяга по толщине пакета для различных способов клепки (см. рис. 1).

Анализ графиков позволяет выявить следующие закономерности:

1. При прессовой клепке натяг реализуется на 75 % толщины пакета в зоне ЗГ заклепки, со стороны закладной головки имеется зазор до $-1,3$ %. Многоударная клепка, наоборот, обеспечивает натяг до $2,7$ % под закладной головкой при незначительной зазоре под ЗГ. Импульсная клепка в зависимости от схемы деформирования и параметров процесса способна обеспечить широкий диапазон зазоров-натягов в соединении (рис. 2): обжимка с плоской рабочей частью, поддержка с лункой по форме закладной головки заклепки – зазор до $-0,83$ %; обжимка со сферической лункой $R_{сф}=d$, $h=0,3d$, поддержка с плоской рабочей частью – натяг до $3,37$ %. Клепка с использованием поддержки, имеющей плоскую рабочую поверхность, при образовании полукруглых ЗГ за счет повышения энергии деформирования (примерно на 25 % для $R_{сф}=d$) сопровождается значительной деформацией заклепки, что вызывает улучшение равномерности распределения натяга и его одновременное увеличение. Для $R_{сф}=d$ величина натяга превышает критическое для углепластика значение [2, 6, 7], что является причиной растрескивания матрицы композита, снижения статической прочности и усталостной долговечности. Применение при импульсной клепке поддержки с

лункой по форме закладной головки заклепки, ограничивающей деформацию последней, снижает величину радиального натяга по всей толщине пакета.

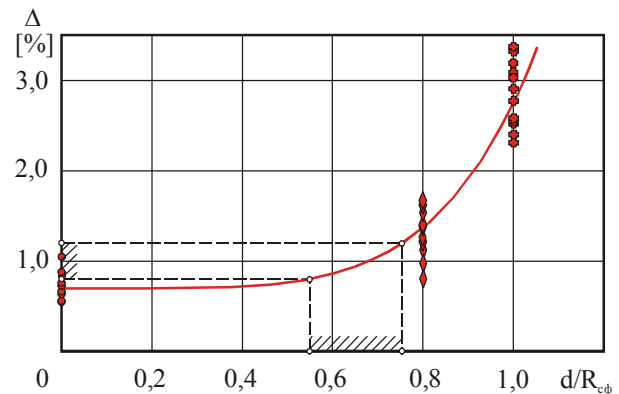


Рис. 2. Зависимость величины натяга в соединении от кривизны сферической лунки в обжимке при импульсной клепке (поддержка с плоской рабочей частью):

Результаты эксперимента:

- - импульсная клепка (обжимка с плоской рабочей частью);
- - импульсная клепка (обжимка со сферической лункой $R_{сф}=d$);
- ◆ - импульсная клепка (обжимка со сферической лункой $R_{сф}=1,25d$).
- - Аппроксимирующая кривая

2. Наиболее равномерно по толщине пакета распределен натяг при импульсной клепке с использованием поддержки с плоской рабочей поверхностью: при клепке плоской обжимкой диапазон изменения натяга в измеряемой зоне пакета в среднем не превышает $0,30$ %, при клепке обжимкой со сферической лункой $R_{сф}=d$ – $0,53$ %. Для остальных же способов клепки этот диапазон примерно одинаков и в среднем составляет: для импульсной клепки с использованием поддержки с лункой по форме закладной головки заклепки – $1,11$ и $0,66$ % для плоской обжимки и обжимки со сферической лункой $R_{сф}=d$ соответственно; $1,31$ % - для прессовой клепки и $1,09$ – для клепки многоударным пневмомолотком.

3. Наиболее высокая стабильность параметров соединения характерна для импульсной клепки обжимкой со сферической лункой: среднеквадратичное отклонение величины радиального натяга состав-

вило $s=0,36\%$ и $s=0,21\%$ (или $s/\Delta_{\text{ср}}=12,68\%$ и $s/\Delta_{\text{ср}}=16,82\%$, где $\Delta_{\text{ср}}$ – величина среднего натяга) для $R_{\text{сф}}=d$ и $R_{\text{сф}}=1,25d$ соответственно. При использовании плоской обжимки $s=0,12\%$ и $s=0,19\%$ (или $s/\Delta_{\text{ср}}=21,56\%$ и $s/\Delta_{\text{ср}}=30,50\%$) для поддержки с плоской рабочей поверхностью и с лункой по форме закладной головки заклепки соответственно. Как видно, с увеличением радиуса сферической лунки стабильность параметров соединения падает. Для прессовой клепки $s=0,14\%$ или $s/\Delta_{\text{ср}}=30,06\%$. Наибольший разброс параметров выявлен для многоударной клепки: $s=0,39\%$ или $s/\Delta_{\text{ср}}=60,19\%$.

Заключение

На основе выявленных закономерностей можно сделать следующие выводы:

1. Импульсная клепка в зависимости от схемы деформирования обеспечивает широкий диапазон величин радиальных натягов, способствует их стабильности, равномерности распределения по толщине пакета, предоставляет возможность управлять их величиной и характером распределения.

2. Варьирование $R_{\text{сф}}$ обжимки при использовании плоской поддержки позволяет получить требуемую величину натяга в соединении (см. рис. 2). При этом результаты эксперимента с достаточной точностью можно описать следующим полиномом:

$$\Delta = 2,1 \cdot \left(\frac{d}{R_{\text{сф}}} \right)^5 + 0,7, \quad (4)$$

где Δ – значение радиального натяга, %.

3. Из графика рис. 2 и формулы (4) видно, что рекомендуемые в качестве оптимальных величины радиальных натягов $\Delta=0,8...1,2\%$ можно обеспечить импульсной клепкой обжимкой со сферической лункой $R_{\text{сф}}=(1,5...1,8)d$ с использованием поддержки с плоской рабочей частью.

Литература

1. Технология выполнения высокоресурсных заклепочных и болтовых соединений в конструкциях самолетов / А.И. Ярковец, О.С. Сироткин, В.А. Фирсов, Н.М. Киселев. - М.: Машиностроение, 1987.- 192 с.
2. Воробей В.В., Сироткин О.С. Соединения конструкций из КМ. - Л.: Машиностроение, Ленингр. отд-ние. 1985.-168 с.
3. ТР 4115.10-86. Выполнение высокоресурсных заклепочных соединений в углепластиках заклепками из титанового сплава. НИАТ.
4. ПИ 1.4.1484-85. Контроль неразрушающий неразъемных соединений конструкций из КМ.
5. Буланов И.М., Воробей В.В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов: Учеб. для вузов. Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998. - 516 с.
6. Воронов А.В. Исследование технологии и механизма формообразования заклепочных соединений, выполненных высокоскоростным магнитно-импульсным способом в конструкциях ЛА из КМ: Автореферат дис. на соискание уч. степени канд. техн. наук. - М.: МАИ, 1981.- 22 с.
7. Кушнаренко С.Г., Воробьев Ю.А. Исследование технологии импульсной клепки авиаконструкций из КМУ высокопрочными заклепками // Труды второй международной конференции «Новые технологии в машиностроении». – Рыбачье, Харьк. авиац. ин-т, 1993. – С. 153-156.

Поступила в редакцию 12.02.03

Рецензенты: канд. техн. наук, старший научный сотрудник Тимченко А.М., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков; канд. техн. наук, доцент Чистяк В.Г., Харьковский Государственный экономический университет, г. Харьков.

УДК 621.924.94

ТЕРМОИМПУЛЬСНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ОЧИСТКИ ПОВЕРХНОСТЕЙ ДЕТАЛЕЙ АГРЕГАТОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В.С. Кривцов¹, д-р техн. наук, А.А. Жданов²

¹ Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ",

² Государственное предприятие "Харьковский машиностроительный завод ФЭД"

Приведены результаты исследований влияния технологических загрязнений на ресурс агрегатов авиационных двигателей, определения источников этих загрязнений и результаты термоимпульсной очистки поверхностей деталей.

* * *

Наведено результати досліджень впливу технологічних забруднень на ресурс агрегатів авіаційних двигунів, визначення джерел цих забруднень і результати термоімпульсної очистки поверхонь деталей.

* * *

The outcomes of researches of influencing of technological contaminations on resource of aggregates of aero-engines, definition of sources of these contaminations and outcomes thermal-pulse of clearing of surfaces of parts are adduced.

Создание и производство высокоресурсных, надежных в эксплуатации машин актуально для всего машиностроения, поскольку это рациональный путь экономии материальных и энергетических ресурсов страны, снижения нагрузки на окружающую среду путем уменьшения объемов производства и вредных выбросов, сопутствующих износу машин.

Одним из наиболее эффективных мероприятий по обеспечению высокого ресурса и надежности в эксплуатации прецизионных пар трения является очистка поверхностей от технологических загрязнений. Поэтому интерес к отделочно-очистным технологиям в высокоразвитых в промышленном отношении странах не ослабевает несколько десятилетий [1,2,3]. За последние 10 лет количество применяемых отделочно-очистных методов увеличилось с 80 до 110 и на порядок больше моделей оборудования для их реализации. Это свидетельствует как о важности, так и о сложности решения рассматриваемой проблемы. Однако известные технологии и оборудование не решают проблем отечественного машиностроения и, в частности, авиационного агрегатостроения.

Основной причиной неэффективности использования узкоспециализированного оборудования и технологий, разработанных в странах Западной Европы, США, Японии и др. под структуру своей промышленности, где преобладают мелкие, специализированные фирмы, объясняется следующим. Для обеспечения гарантированного качества изделий необходимо очищать 100% деталей, входящих в автономный узел, что в условиях производства агрегатов летательных аппаратов приводит к использованию около 20 методов и соответствующего количества оборудования [1].

Но в СССР, а в последующем и в странах СНГ это направление техники не получило должного развития. В рыночных условиях игнорировать проблему очистки поверхностей деталей машин и механизмов в Украине и странах СНГ без потери их конкурентной способности невозможно. Поэтому необходимы исследования и разработка новых технологий, работы по адаптации к структуре отечественного машиностроения известных универсальных методов очистки, изучение природы образования ликвидов.

Специфические условия эксплуатации лета-

тельных аппаратов диктуют особые и жизненно необходимые для аэрокосмической техники требования к надежности работы агрегатов. Надежность прогнозируется в процессе обоснования схемных, конструктивных и технологических решений; обеспечивается в производстве комплексом технологических процессов при обработке, сборке, техническом контроле и испытаниях; реализуется и поддерживается в эксплуатации. Основные показатели надежности гидравлических и топливных агрегатов – долговечность, характеризующая ресурсом, безотказность и сохраняемость. Такие показатели, как ресурс и безотказность, обеспечиваются в производстве, а проявляются в условиях эксплуатации. Топливные и гидравлические агрегаты летательных аппаратов имеют большое количество различных по конструкции и назначению золотниковых и плунжерных пар, работоспособность которых определяет надежность изделий.

Необходимым условием безотказной работы является высокая стабильность сил трения в данных парах, для чего следует обеспечить качественную очистку и предохранение поверхностей и кромок деталей от технологических загрязнений. Попадая в зазоры между рабочими поверхностями прецизионных пар, твердые частицы вызывают увеличение сил трения, задиры и заклинивание трущихся пар, интенсивный износ или зарастивание зазоров. Причем, чем точнее механизм, тем он чувствительнее к этим частицам.

Гранулометрический анализ твердых частиц, обнаруженных в полостях и на поверхностях деталей агрегатов летательных аппаратов, показал, что доминируют металлические детали и разброс их размеров составляет от сотых долей до 200 микрон. Наиболее массовые частицы (более 92%) имеют величину менее 5 мкм. Обеспечение промышленной чистоты авиационных агрегатов в производстве и в эксплуатации в значительной степени зависит от определения источников загрязнения.

Из литературы [4] известно, что подавляющее количество загрязняющих частиц имеют размер ме-

нее 5 микрон. На рис. 1 показан график распределения частиц по размерам согласно ГОСТ 17216-71(6-й класс чистоты). В то же время установлен факт постепенного увеличения концентрации частиц в рабочих жидкостях в процессе эксплуатации, не удерживаемых бортовыми фильтрами, на порядков и более. При этом статистика отказов показывает, что основная доля приходится на превышение норм по массовой концентрации, а не по размерам неотфильтрованных частиц [5]. Увеличение концентрации твердых частиц в два раза снижает наработку агрегатов в четыре раза. На рис. 2 показана зависимость наработки на отказ золотниковых агрегатов и гидронасосов от класса чистоты рабочих жидкостей.

Источником увеличения концентрации частиц в рабочих жидкостях являются продукты износа. В отечественном машиностроении явление износа пар трения на начальной стадии эксплуатации получило определение “установившейся”, или “равновесной” шероховатости, которая не соответствует шероховатости, заданной в чертежах.

Устранение неконтролируемого изменения микрорельефа поверхностей трущихся пар позволяет в конечном итоге прогнозировать ресурс и надежность изделий машиностроения. Работы по созданию износостойкого микрорельефа ведутся во многих высокоразвитых в промышленном отношении странах. Например, в соответствии со стандартом DIN 4776, действующим в западноевропейских странах, контролируют, кроме параметров микрогеометрии поверхности, форму профиля. Используя кривую Аббота–Файерстоуна [6], можно выделить следующие элементы профиля шероховатости: усредненную высоту выступов, быстроизнашивающуюся в начальный период эксплуатации; усредненную глубину неровностей профиля поверхности, являющуюся основой профиля поверхности, длительное время находящейся в работе и оказывающей основное влияние на срок службы изделия; усредненную глубину впадин, определяющих смазывающую способность поверхности (рис. 3).

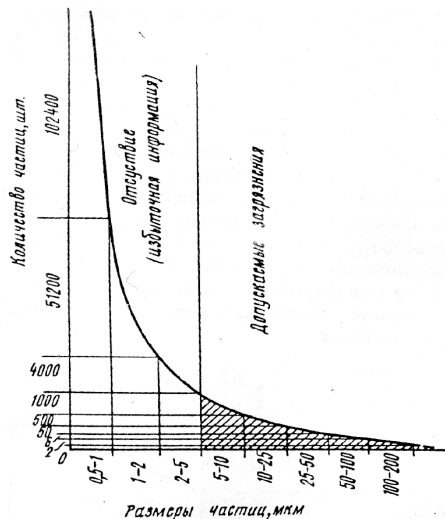
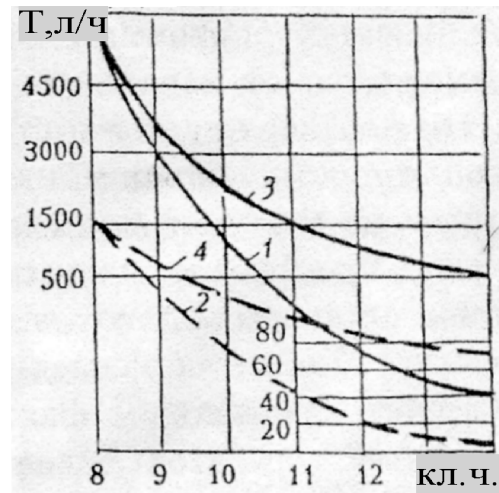
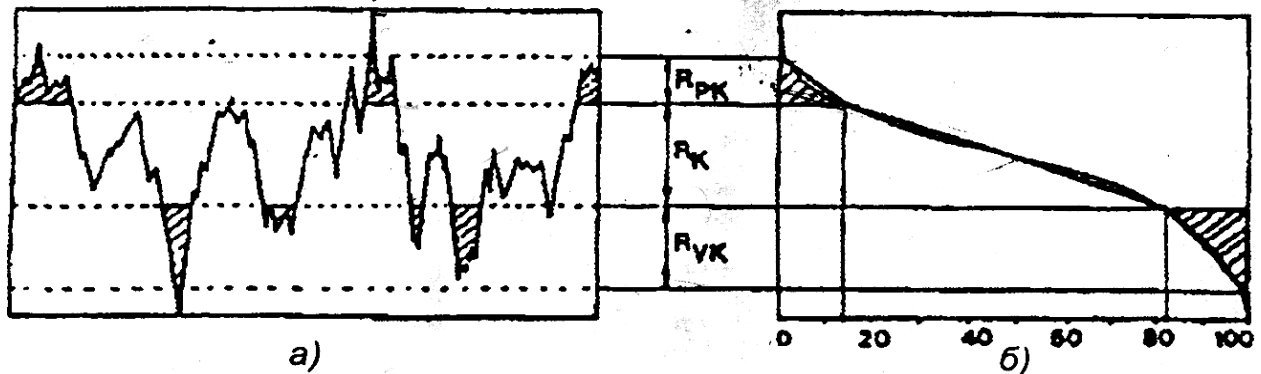


Рис.1. Количество частиц по размерам

Рис.2. Изменение наработки T от класса чистоты жидкостей (1,2 – зависимости с учетом превышения норм по массовой концентрации $<5\text{ мкм}$)Рис.3. Профиллограмма (а) и кривая Аббота-Файерстоуна (б): R_{pk} - быстроизнашивающаяся часть профиля; R_k - соответствует профилю при длительной эксплуатации; R_{yk} - усредненная глубина впадин профиля, удерживающих смазку

Определение характеристик профиля шероховатости позволяет на стадии изготовления сформировать функционально необходимый микрорельеф поверхностей (получить износостойчивый профиль) и избежать их интенсивного износа в эксплуатации, а значит, и загрязнения гидравлических систем [6].

Управляемое формирование микрорельефа поверхностей несомненно позволяет уменьшить загрязнения систем продуктами износа при эксплуатации изделий. Однако из производственного опыта известен и другой источник технологических загрязнений – металлические частицы после механических видов обработки [1]. Этим обстоятельством продиктовано подробное изучение поверхностного слоя деталей в целях выявления наличия частиц, поскольку результаты важны как при обеспечении

промышленной чистоты, так и при разработке технологий изготовления деталей.

С учетом важности и ответственности, а также высокой стоимости деталей эксперименты по очистке и исследованию состояния поверхностей проводили на специально разработанных образцах, шероховатость которых соответствует шероховатости деталей выпускаемых изделий. Целью данных экспериментальных исследований является определение наличия микрочастиц и характера их связи с поверхностями образцов, изучение поведения материала образцов при обработке, а также выявление закономерностей удаления частиц и микрозаусенцев с очищаемой поверхности. Поскольку детали, подвергаемые очистке, и свойства их материалов весьма разнообразны, то для моделирования процессов

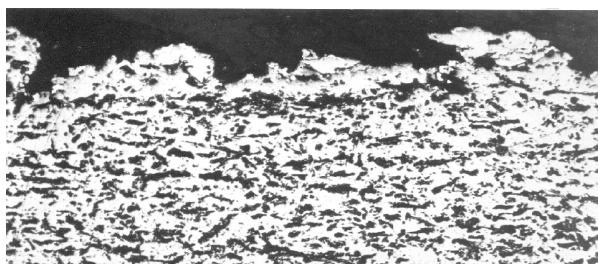
термоимпульсной очистки была разработана методика и план проведения экспериментов, свойства которых хотя и идеализированы, но соответствуют практической картине. Перенос результатов лабораторных экспериментов в практические знания помогают в определении параметров процесса очистки при минимальных затратах.

На основе расчетов выведены уравнения регрессии, проведены проверки на адекватность линейных моделей и на значимость коэффициентов регрессии. Все модели адекватны процессу, поэтому можно сделать вывод, что режимы выбраны правильно, эксперимент проводился при оптимальных условиях и не требует повторения серии опытов.

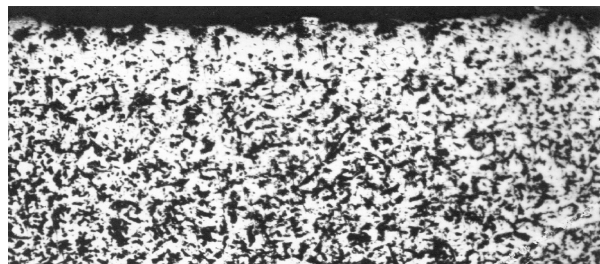
Экспериментальные исследования технологического процесса термоимпульсной очистки поверхностей образцов, имитирующих поверхности деталей авиационных агрегатов с шероховатостью от 27,0 до 0,02 мкм, позволили установить взаимосвязь размеров ликвидов и величины шероховатости; визуально определить наличие ликвидов и их характер сцепления с поверхностями образцов; выявить влияние импульсного нагрева на изменение микроструктуры материала, микротвердости поверхностного слоя.

На рис. 4 – 9 показаны типовые профилограммы и соответствующие им микрошлифы образцов в исходном состоянии и после термоимпульсной очистки. На рис. 4,а; 6,а; 8,а изображены микрошлифы образцов с поверхностями 4-го, 6-го, 12-го классов шероховатости после механических видов обработки, отчетливо проявлены характерные микроликвиды – в виде микрочастиц и в виде пленов. Плены наблюдаются при обработке деталей притирами и мелкозернистыми абразивными кругами.

Комплексные исследования поверхностей образцов позволили установить влияние термоимпульсной обработки на степень их очистки от технологических загрязнений. Исследования микрошлифов показали наличие микрочастиц на поверхностях всех образцов после механической обработки, а после термоимпульсной очистки микрочастицы не наблюдались. Контроль качества очистки поверхностей с использованием микрошлифов дорогостоящий, трудоемкий, требует высокой квалификации исполнителей и малопригоден в условиях производства. Изменение шероховатости поверхностей образцов в процессе термоимпульсной очистки дает возможность качественной оценки удаления ликвидов с деталей по характеру изменения ее величины.



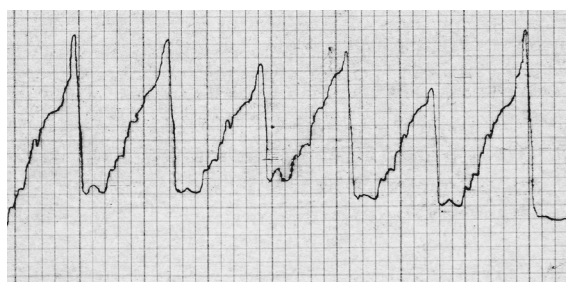
а



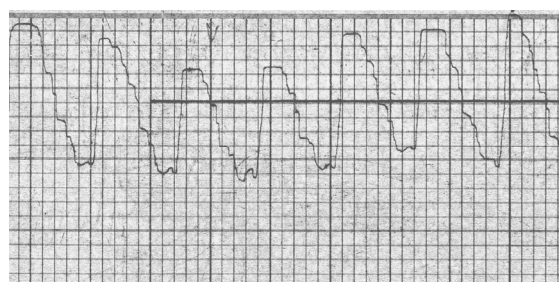
б

Рис.4. $\times 220$. $R_a=7$ мкм.

Поверхность в исходном состоянии и после термоимпульсной очистки



а



б

Рис.5. $R_a=7$ мкм. Г.У.-20, В.У.-1000.

Типовые профилограммы образцов до и после термоимпульсной очистки

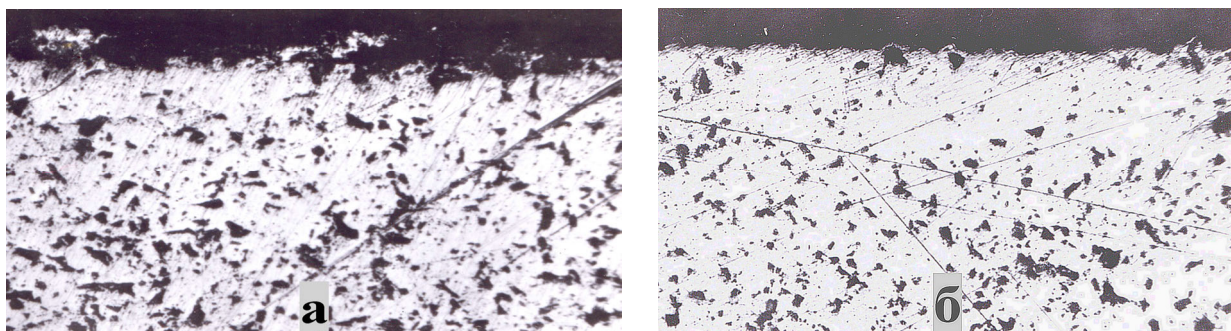


Рис. 6. $\times 220$. а - $R_a = 1,86 \dots 1,94$ мкм; б - $R_a = 1,12 \dots 1,28$ мкм.
Поверхность в исходном состоянии и после термоимпульсной очистки

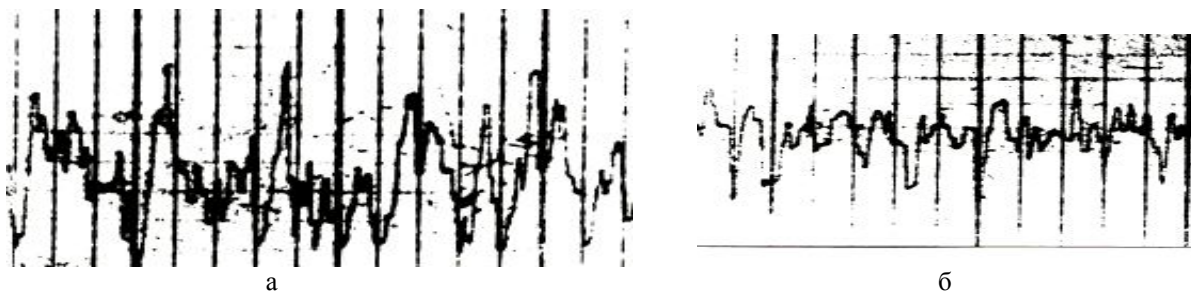


Рис. 7. а - $R_a = 1,86 \dots 1,94$ мкм; б - $R_a = 1,12 \dots 1,28$ мкм. Г.У.-20, В.У.-2000
Типовые профилограммы образцов до и после термоимпульсной очистки.

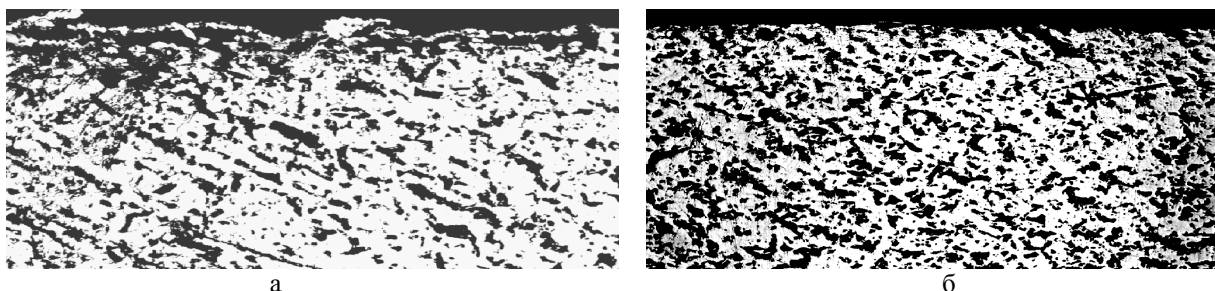


Рис. 8. $\times 320$. $R_a = 0,04, 0,05$ мкм.
Поверхность в исходном состоянии и после термоимпульсной очистки

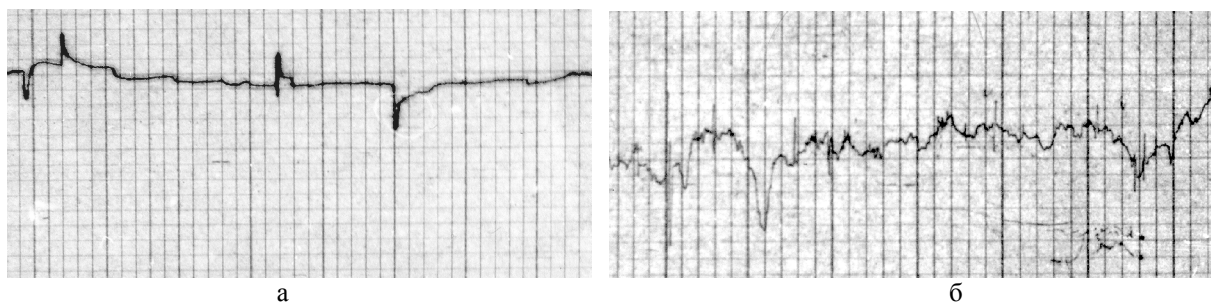


Рис. 9. $R_a = 0,04, 0,05$ мкм. Г.У.-20, В.У.-50000.
Соответственно типовые профилограммы образцов до и после термоимпульсной очистки.

Установлено также, что длительность контакта обрабатываемых деталей с продуктами сгорания влияет на степень загрязнений поверхностей оксидами. Так, с уменьшением времени контакта поверхности более чистые, но при очистке кромок наблюдаются остатки ликвидов. Влияние давления горючей смеси на качество очистки хорошо согла-

суется с расчетными экспериментами и определяется величиной тепловой энергии, т. е. чем больше величина удаляемых частиц, тем выше необходимое давление смеси. На режимах $P_{см} = 0,63$ МПа при $\tau = 0,006$ с и $\tau = 0,05$ с лучшие результаты проявились на образцах с шероховатостью 7–10-го классов, а на остальных образцах изменения по сравнению с

исходным состоянием весьма незначительны. На режимах $P_{см} = 1,26$ МПа при $\tau = 0,05$ с и $\tau = 0,006$ с результаты обработки проявились на всех образцах без исключения, при этом на поверхностях, обработанных чугуном притиром произошло удаление пленов (рис.8,а) и вскрылся микрорельеф, предшествующий процессу притирки (рис.9,б). Более высокое качество очистки наблюдалось при длительности контакта продуктов сгорания с образцами 0,006 с. Объяснение этого явления требует дополнительных исследований с регистрацией параметров газов в рабочей камере.

Величина микрочастиц и микрозаусенцев, обнаруженных на микрошлифах, не превышала 5 мкм (см. рис. 4,а; 6,а; 8,а). Следует отметить, что на микрошлифах размеры ликвидов можно оценить только приблизительно. Сравнение микронеровностей до и после термоимпульсной очистки (рис.4,б; 6,б; 8,б) позволяет оценить величину загрязняющих частиц, попадающих в систему в процессе приработки агрегатов.

Выводы

1. Исследования образцов, имитирующих поверхности деталей агрегатов летательных аппаратов, выявили наличие сложной структуры микроликвидов в виде микрочастиц и пленов на их поверхностях после механических видов обработки.

2. Управляемое формирование микрорельефа поверхностей трения уменьшает загрязнение систем продуктами износа при эксплуатации.

3. Наличие сложной структуры металлических частиц после механической обработки как источника технологических загрязнений требует более детального изучения поверхностного слоя деталей из различных материалов.

4. Ресурс агрегатов зависит от массовой характеристики загрязнений, включая частицы меньше пяти микрон.

5. Результаты исследований дают основание для критического переосмысления установившихся

представлений о выборе величины шероховатости поверхностей и научно обосновано привести ее размеры в соответствие с функциональной необходимостью. Введение термоимпульсной очистки поверхностей после механической обработки деталей позволяет понизить класс чистоты поверхностей, улучшая тем самым условия смазки путем увеличения микрообъемов, удерживающих смазку, и значительно удешевляя стоимость финишных операций.

Литература

1.Жданов А.А. Обеспечение качества гидротопливных агрегатов летательных аппаратов за счет новых технологий // Технологические системы. 2002. №5. С.9 – 13.

2.Белянин П. Н., Данилов В.М. Промышленная чистота машин. -М.: Машиностроение, 1982. - 224 с.

3.Ситало В.Г., Тихий В.Г., Потапович Л.П. Контроль чистоты для обеспечения требований, предъявляемых к космическим аппаратам // Технологические системы. 2001. №2. С. 36 – 42.

4.Тимиркеев Р.Г., Плихунов В.В., Губин Н.Н. Количественные зависимости влияния параметров механических примесей на показатели надежности золотниковых агрегатов гидротопливных систем // Авиационная промышленность. 2000. №3. С. 102-105.

5.Новичков Б.М. Автоматизированный анализ чистоты авиационного топлива // Авиационная промышленность. 1999. №3. С. 16-20.

6.Васильков Д. В., Печенюк Д.Ю. Эффективность использования международных стандартов при контроле микрогеометрии поверхностей деталей // Инструмент. СПб., 1998. С. 6,7.

Поступила в редакцию 11.03.03

Рецензент: канд. техн. наук, главный инженер Фадеев В.А., ГП “Харьковский машиностроительный завод ФЭД, г. Харьков; д-р техн. наук, профессор Долматов А.И., Харьковский Национальный университет радиозлектроники, г. Харьков.

УДК 621 43.001.4

НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ ПОРШНЕЙ*А.В. Белогуб¹, канд. техн. наук, А.А. Зотов¹, Ю.А. Гусев², канд. техн. наук*¹ *ОАО «АВТРАМАТ»,*² *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

Приводена розроблена в ОАО "АВТРАМАТ" методика проектування сучасних поршнів різноманітного призначення, оптимізована під виробничу базу цього підприємства, що розрахована на використання обчислювальної техніки та сучасного програмного забезпечення (програми тривимірного проектування та розрахунку методом кінцевих елементів).

* * *

In article designing methods of modern pistons of deferent purpose, which was developed in joint-stock company "AVTRAMAT", adapted for manufacture capabilities of this enterprise and designed to apply computer and modern software (3D CAD CAE and FFE analysis) is described.

* * *

Наведено розроблену в ОАО "АВТРАМАТ" методику проектування сучасних поршнів різноманітного призначення, оптимізовану під виробничу базу цього підприємства, що розрахована на використання обчислювальної техніки та сучасного програмного забезпечення (програма тривимірного проектування та розрахунку методом кінцевих елементів).

Постановка проблемы и ее связь с научно-практическими задачами. На ОАО «АВТРАМАТ» выпускается широкий спектр поршней для различных двигателей внутреннего сгорания и компрессоров. До недавнего времени проектирование оснастки для производства поршня выполняли вручную по чертежам готового изделия (поршня), полученным от заказчика. После внедрения на предприятии современной вычислительной техники изменилась идеология изготовления поршня. По существующему чертежу создавалась трехмерная твердотельная модель поршня и отливки, после чего переходили к проектированию оснастки. Но такой подход не подразумевает проведения собственно конструирования, а только лишь создания геометрической модели уже разработанного поршня. В настоящее время ОАО «АВТРАМАТ» приступает к производству поршней собственной разработки, что, в свою очередь, требует разработки соответствующей методики, учитывающей особенности проектирования и расчета с применением вычислительной техники, проведения экспериментальных исследований, а также учитывающей особенности производства.

Обзор публикаций и нерешенных проблем. Известные источники информации [1,2] не дают прямого ответа на вопрос о том, каким должна быть

конструкция поршня. В ряде работ [3,4] обсуждена общая постановка задачи и приведены некоторые частные решения по вопросам проектирования несущих поверхностей, но вопросы, связанные с оптимизацией внешней и внутренней поверхностей, освещены недостаточно.

Цель. Целью работы является систематизация и совершенствование методики получения тела, внешней и внутренней поверхностей поршня для последующего использования при проектировании поршней ДВС различного назначения производства ОАО «АВТРАМАТ».

Результаты исследований. Поставленная задача была решена и в результате разработана методика проектирования поршней, блок-схема которой показана на рисунке.

Исходным пунктом в методике проектирования поршня является постановка задачи, подразумевающая выдачу технического задания (ТЗ) на поршень. В ТЗ оговаривается назначение поршня, условия работы, тип дополнительного охлаждения (если необходимо), материал, из которого он будет изготовлен, основные геометрические параметры. На основе этих и других данных, характеризующих двигатель в целом, проводится тепловой расчет двигателя, в результате которого определяется давление

в цилиндре, необходимое для дальнейшего расчета поршня на прочность. Затем на основе ТЗ на поршень, теплового расчета двигателя, литературных источников [1,2], экспериментальных данных и существующих аналогов формируются геометрические ограничения, накладываемые на проектируемый поршень. Это – условный диаметр поршня, высота, диаметр и расположение отверстия под поршневой палец, количество, размеры и положение компрессионных и маслосъемных колец, тип и основные размеры камеры сгорания (КС), толщина доньшка и другие параметры, согласно которым строится предварительная трехмерная модель отливки, а затем и самого поршня. Большое влияние на формообразование внутренней части поршня оказывает последующая механическая обработка отливки, что подразумевает необходимость определения установочных баз. Таким образом, еще на стадии проектирования отливки поршня учитывается технологический аспект его создания.

Важным ограничивающим фактором при проектировании является масса, поэтому большое внимание уделяется оптимизации поршня по массе в целях снижения последней с сохранением необходимых прочностных свойств, а также обеспечения достаточной жесткости и хорошего теплоотвода от донца.

Следующий этап после создания трехмерной геометрической модели – создание модели для расчета методом конечных элементов (МКЭ). На этой модели выделяются специальные площадки для задания граничных условий при прочностном и тепловом расчетах. Для определения силы инерции, боковых сил и плеч, на которые они действуют, проводится динамический расчет двигателя. Результатами этого расчета являются параметры в цилиндре двигателя на режимах, при которых поршень испытывает наибольшие напряжения и деформации. После этого создаются модели силового и теплового нагружений поршня [3].

Далее твердотельная модель разбивается на конечные элементы, после чего проводятся силовой и тепловой расчеты по МКЭ. В результате этих расче-

тов получают поля напряжений и деформаций соответственно от силового воздействия и температуры, а также поле распределения температур.

Этап предварительного проектирования заканчивается оценкой результатов расчетов, при этом оценочным критерием являются критерий работоспособности по прочности. При неудовлетворительном результате проводится коррекция трехмерной модели отливки и поршня с последующим уточнением массы поршня, проведением повторного динамического расчета, коррекции трехмерной модели для расчета по МКЭ, уточнением модели силового и теплового нагружений, повторного разбиения модели на конечные элементы, проведением силового и теплового расчетов. Таким образом, коррекция модели проводится до тех пор, пока не будут выполнены все критерии оценки.

После принятия окончательного варианта модели формируется профиль поршня [4,5]. Параллельно этому проектируется и изготавливается литейная оснастка, а также оснастка для механической обработки. По окончании этого этапа изготавливается опытный образец.

Следующий крупный этап – экспериментальные исследования и их анализ. Экспериментальные исследования можно разделить на три основных типа – температурные, ресурсные и прочностные.

При температурных исследованиях экспериментальным путем определяется температурное поле поршня. Для этого в характерных точках поршня внедряются термоиндикаторы ИМТК (измерители максимальной температуры, кристаллические), которые позволяют измерить максимальную температуру на поверхности поршня на работающем двигателе. Измерения проводятся на режиме максимальной мощности, когда поршень испытывает наибольшие термические нагрузки. Метод измерения максимальной температуры с помощью ИМТК основан на отжиге дефектов, возникших в кристалле алмаза или карбида кремния под действием облучения, в результате чего параметры кристаллических решеток изменяются. По результатам экспериментальных данных проводится идентификация гра-

нических условий, которая заключается в нахождении условий теплообмена на поверхности поршня, обеспечивающих расчетное температурное поле, значения температур которого в контрольных точках совпадают со значениями температур, полученных экспериментально. После уточнения граничных условий проводится повторный тепловой расчет с последующей оценкой результатов. При необходимости в модель поршня вносятся изменения, и цикл повторяется, как было описано ранее.

В ходе прочностных исследований проводится идентификация модели нагружения и определяется коэффициент коррекции. Для проведения этих исследований на внутреннюю поверхность поршня наклеиваются тензорезисторы, а поршень монтируется на специальную установку, на которой имитируется нагружение поршня в цилиндре двигателя максимальным давлением цикла с учетом действия боковых сил. По результатам эксперимента проводится идентификация модели нагружения и определяется коэффициент коррекции

Ресурсные испытания проводятся на моторном стенде с динамометром постоянного тока DS 926-4V по утвержденной программе в соответствии с работой [6]. Важнейшим оценочным параметром при этих испытаниях является критерий работоспособности по износу.

По окончании полного цикла экспериментальных исследований и их анализа проводится необходимая коррекция модели поршня и литейной оснастки, а также остальные работы согласно приведенной схеме (см. рисунок). При получении положительного результата в ходе экспериментальных исследований поршень принимается к производству.

Перспективы дальнейших исследований. Описанная методика не включает в себя вопросы, связанные с поведением слоя смазки в зазоре «юбка поршня - гильза», существенно влияющих на работоспособность двигателя.

Выводы. Разработанная методика позволяет спроектировать поршень любой сложности и подготовить его к производству в кратчайшие сроки. Такая возможность объясняется тем, что при проекти-

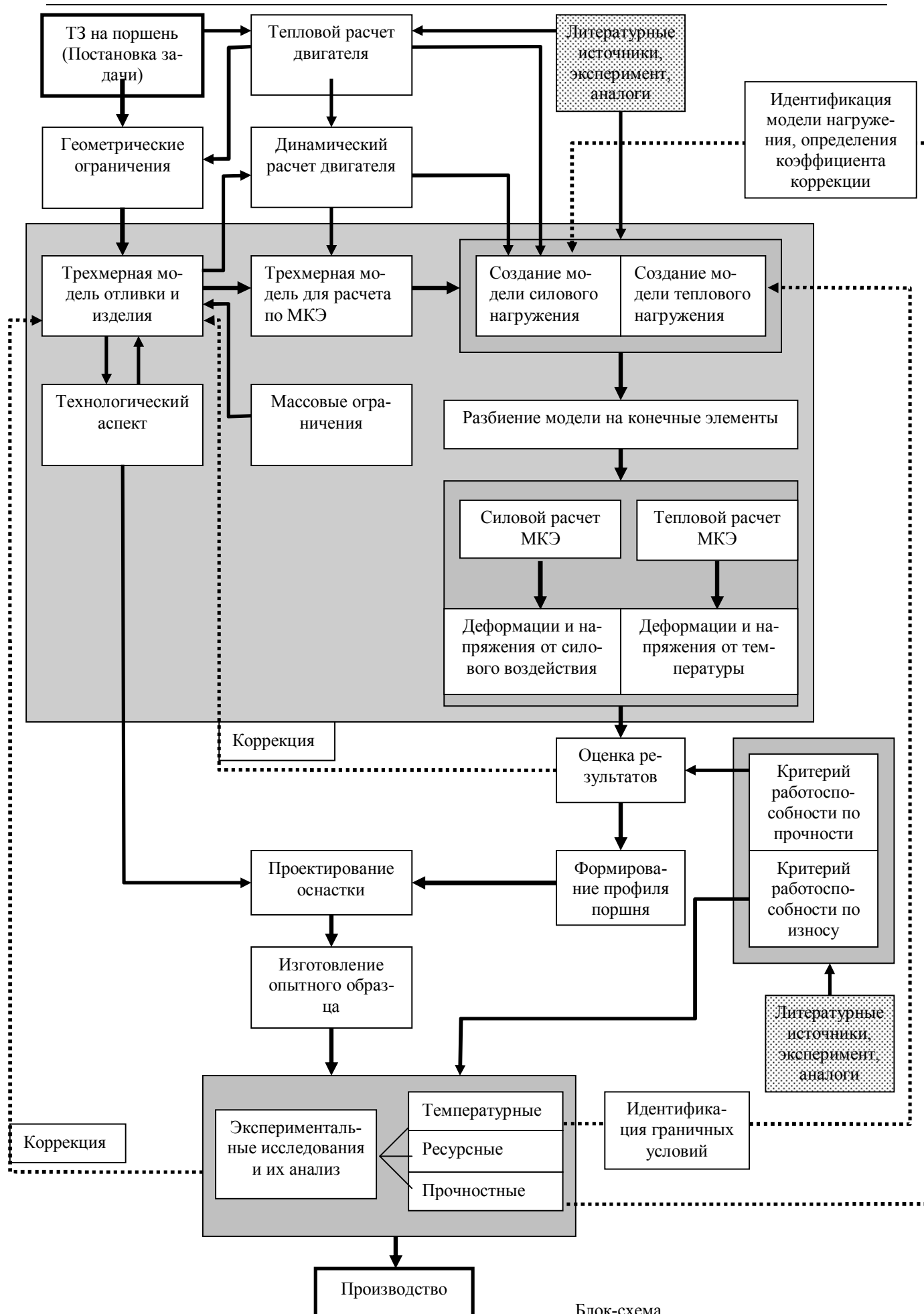
ровании используется современная вычислительная техника, программы прочностного расчета и теплонапряженного состояния, позволяющие на ранней стадии выявить «узкие» места и исправить модель поршня до создания опытного образца и проведения испытаний.

Литература

1. Автомобильные двигатели / Под ред. д-ра техн. наук И.С. Ховаха. - 2-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 1977. - 592 с.
2. Двигатели внутреннего сгорания: Конструирование и расчет на прочность поршневых и комбинированных двигателей: Учебник для студентов втузов, обучающихся по специальности "Двигатели внутреннего сгорания" / Д.Н. Вырубов, С.И. Ефимов, Н.А. Ивашенко и др.; Под ред. А.С. Орлина, М.Г.Круглова. - Изд. перераб. и доп.-М.: Машиностроение, 1984, -- 384 с.
3. Исследование температурного поля поршня / А.В. Белогуб, А.Г. Щербина, А.А. Зотов, Ю.А. Гусев // Авиационно-космическая техника и технология. - Харьков, 2002. Вып. 31. - С. 120-123.
4. Расчетно-экспериментальное формирование образующей поршня тепловозного дизеля / А.В. Белогуб, А.Г. Щербина, А.А. Зотов // Авиационно-космическая техника и технология. - Харьков, 2001. Вып. 26. - С. 100-102.
5. Белогуб А.В. Новые подходы к конструированию поршней //Авиационно-космическая техника и технология: Сб. науч. тр.- Харьков: ХАИ, 2000. - Вып.19. Тепловые двигатели и энергоустановки.- С.201-206.
6. Двигатели автомобильные. Методы стендовых испытаний. ГОСТ 14846-81 (СТ СЭВ 765-77). Государственный комитет СССР по стандартам. М. Издание официальное.

Поступила в редакцию 4.04.03

Рецензент: д-р техн. наук, профессор Ведь В.Е., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.



УДК 629. 7.036.3

МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ ДЕФЕКТОВ МАСЛОСИСТЕМЫ ПРИВОДНОЙ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ

*В.Т. Ширков**ОАО "Мотор Сич"*

Приведены результаты разработки двухуровневой диагностической модели системы смазки газотурбинного двигателя, которая обеспечивает решение задач ее оперативного диагностирования.

* * *

Наведено результати розробки дворівневої діагностичної моделі системи мащення газотурбінного двигуна, яка забезпечує розв'язання задач її оперативного діагностування.

* * *

There are submitted results of development of a gas-turbine engine lubrication system two-level diagnostic model which allows to begin the solution of a run-time diagnosing problem.

Предлагаемая работа направлена на решение проблемы обеспечения надежности нового поколения приводных газотурбинных установок (ГТУ), которая в значительной мере связана с нормальным функционированием их маслосистем (МС) и внедрением автоматизированных систем диагностики их технического состояния.

Анализ последних публикаций по данной проблеме [1] позволяет сделать вывод о том, что в них не рассматривается влияние отдельных дефектов на измеряемые параметры МС приводных ГТУ при различной степени их развития. Исключение составляет работа [2], в которой представлена модель дефектов МС и рассмотрено влияние засорения фильтра тонкой очистки на температуру масла на выходе из двигателя, но комплексный анализ влияния дефектов МС на ее измеряемые параметры отсутствует.

Целью данной работы является формирование методических основ решения задач диагностирования МС путем анализа связей контролируемых параметров приводной ГТУ с дефектами МС.

Объект исследования - МС приводной ГТУ на базе двигателя Д-336 в составе газоперекачивающего агрегата (ГПА) - включает в себя следующие элементы: маслобак большой емкости, устанавливаемый на ГПА, содержащий нагреватели для подогрева масла; блок охлаждения масла, устанавли-

ваемый также на ГПА и состоящий из пластинчато-ребристых секций охлаждения и двух вентиляторов; маслоагрегат, являющийся частью двигателя, состоящий из нагнетающего и четырех откачивающих насосов; фильтр тонкой очистки масла; измеритель температуры масла на входе в двигатель; воздухоотделитель; термостружкосигнализаторы и система суфлирования [4]. Контролируемыми параметрами МС являются: давление масла на входе в двигатель $p_{м.вх}$, температура масла на выходе из двигателя $t_{м.вых}$ и маслоохладителя (МО) $t_{м.вых.мо}$ и давление суфлирования $p_{суф}$. Их изменение в процессе эксплуатации обусловлено влиянием режима и внешних воздействий, а также дефектов.

Состав параметров, определяющих режим работы МС, выбираи с учетом следующей особенности ее нагнетающего контура: за насосом установлен редукционный клапан, ограничивающий давление на входе в двигатель путем перепуска избыточного количества масла на вход насоса. Поэтому характеристика маслосистемы, а следовательно, и ее модель, имеет два участка: на первом — давление за насосом $p_{м.вх}$ меньше граничного и определяется температурой $t_{м.вх}$ и частотой вращения ротора насоса n (или частотой вращения ротора компрессора высокого давления n), на втором — давление постоянно и равно граничному $p_{м.огр}$. Тогда модель нор-

мального состояния для участков 1 и 2

$\tilde{y}_{\text{норм.1}}(\tilde{X})$ и $\tilde{y}_{\text{норм.2}}(\tilde{X})$ имеет следующий вид:

$$\begin{aligned}\tilde{y}_{\text{норм.1}} &= f(\tilde{t}_{\text{вх}}, \tilde{n}, \tilde{t}_{\text{н}}, \tilde{p}_{\text{н}}); \\ \tilde{y}_{\text{норм.2}} &= f(\tilde{t}_{\text{вх}}, \tilde{p}_{\text{огр}}, \tilde{n}, \tilde{t}_{\text{н}}, \tilde{p}_{\text{н}}).\end{aligned}\quad (1)$$

Нами была использована модель нормального состояния МС для i -го параметра на j -м участке [2], имеющая следующий вид:

$$\begin{aligned}\tilde{y}_{ij}(\tilde{X}) &= \tilde{C}_{ij0} + \tilde{C}_{ij1}\tilde{t}_{\text{вх}} + \tilde{C}_{ij2}\tilde{t}_{\text{вх}}^2 + \tilde{C}_{ij3}\tilde{p}_{\text{н}} + \\ &+ \tilde{C}_{ij4}\tilde{p}_{\text{огр}}^2 + \tilde{C}_{ij5}\tilde{n} + \tilde{C}_{ij6}\tilde{n}^2 + \tilde{C}_{ij7}\tilde{t}_{\text{н}} + \\ &+ \tilde{C}_{ij8}\tilde{t}_{\text{н}}^2 + \tilde{C}_{ij9}\tilde{p}_{\text{н}}.\end{aligned}\quad (2)$$

Нормирование параметров модели выполняли по формуле

$$\tilde{y} = \frac{y - y_{\text{баз}}}{y_{\text{баз}}}; \tilde{x} = \frac{x - x_{\text{баз}}}{x_{\text{баз}}},$$

где $x_{\text{баз}}$ и $y_{\text{баз}}$ - значения параметров на базовом режиме (для температур знаменатель имеет вид $(t_{\text{баз}} + 273)$).

Из этого условия нормирования коэффициенты C_{ij0} в (2) равны нулю, а значения остальных коэффициентов для указанных участков характеристики МС, полученные путем аппроксимации результатов расчета параметров МС с использованием теплогидравлической модели рабочего процесса [4], приведены в работе [2].

На рис.1 показан характер изменения $t_{\text{м.вых}}$ на втором участке характеристики МС при различных значениях настройки давления редукционного клапана $p_{\text{огр}}$ и различных значениях температуры атмосферного воздуха $t_{\text{н}}$.

Дефекты перечисленных выше основных элементов МС можно описать соответствующими параметрами, значения которых отражают степень их развития:

засорение фильтра – изменением коэффициента гидравлического сопротивления $\Delta\xi_{\text{ф}}$;

утечки масла на различных участках маслосистемы – соответствующим изменением расхода ΔQ ;

отказ работы редукционного клапана маслоснаоса – параметром $\Delta\Theta_{\text{р.к}}$;

нарушения в работе маслоохладителя (загрязнение поверхности радиатора и выход из строя вентилятора) – изменением эффективной площади поверхности теплообмена ΔF ;

нарушения в работе коробки приводов и подшипников опор – параметрами $\Delta\Theta_{\text{КП}}$ и $\Delta\Theta_{\text{Ш(Р)}}$;

разрушение и износ контактных уплотнений, ограничивающих масляные полости опор, – изменением зазора $\Delta L_{\text{щ.ртку}}$.

Влияние дефектов на параметры МС с учетом модели нормального состояния (1) может быть представлено как

$$\tilde{y} = \tilde{y}_{\text{норм.}}(\tilde{X}) + \Delta\tilde{y}(\tilde{D}), \quad (3)$$

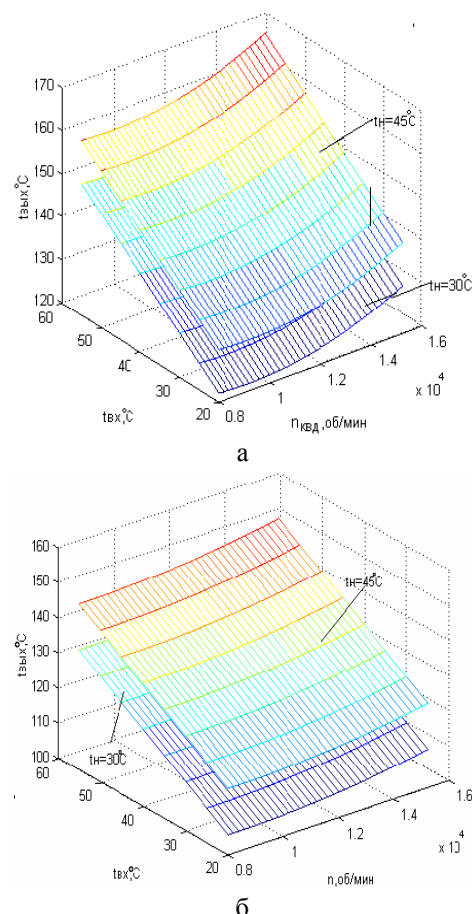


Рис.1. Изменение $t_{\text{м.вых}}$ при различных значениях настройки давления редукционного клапана:

а – $p_{\text{огр}} = 2,5 \text{ атм}$, б – $p_{\text{огр}} = 3,5 \text{ атм}$

где $y = (t_{\text{вых}}, p_{\text{вх}}, Q_{\text{вх}}, p_{\text{суф}}, t_{\text{выхмо}})$ - контролируемые параметры;

$\tilde{y}_{\text{норм}}(\tilde{X})$ - параметры нормального состояния;

$\tilde{D}$ - параметры дефектов.

Нормирование параметров дефектов $\tilde{D}$ проводили аналогично приведенному выше нормированию $\tilde{x}$ и $\tilde{y}$. Исключение составил параметр засорения фильтра, который определяли по следующей

$$\begin{aligned} \Delta t_{\text{вых}} &= h_{1.1} \Delta \xi_{\phi} + h_{1.2} \Delta Q_{\text{мб-нн}} + h_{1.3} \Delta Q_{\text{нн-кнд}} + h_{1.4} \Delta Q_{\text{нн-твд}} + h_{1.5} \Delta Q_{\text{нн-ст}} + h_{1.6} \Delta Q_{\text{кнд-цво}} + \\ &+ h_{1.7} \Delta Q_{\text{твд-цво}} + h_{1.8} \Delta Q_{\text{ст-цво}} + h_{1.10} \Delta F_{\text{мо}} + h_{1.11} \Delta \Theta_{\text{кп}} + h_{1.16} \Delta \Theta_{\text{ш.кнд}} + h_{1.17} \Delta \Theta_{\text{ш.ст}} + \\ &+ h_{1.118} \Delta \alpha_{\text{вал.твд}} + h_{1.19} \Delta L_{\text{л.твд}} + h_{1.20} \Delta \Theta_{\text{ш.кнд}} + h_{1.21} \Delta \Theta_{\text{р.твд}} + h_{1.22} \Delta \Theta_{\text{р.тнд}}; \\ \Delta p_{\text{м.вх}} &= h_{3.1} \Delta \xi_{\phi} + h_{3.18} \Delta \Theta_{\text{р.к}} + h_{3.19} \Delta \Theta_{\text{нн}}; \\ \Delta Q &= h_{4.1} \Delta \xi_{\phi} + h_{4.2} \Delta Q_{\text{мб-нн}} + h_{4.3} \Delta Q_{\text{нн-кнд}} + h_{4.4} \Delta Q_{\text{нн-твд}} + h_{4.5} \Delta Q_{\text{нн-ст}} + h_{4.6} \Delta Q_{\text{кнд-цво}} + \\ &+ h_{4.7} \Delta Q_{\text{твд-цво}} + h_{4.8} \Delta Q_{\text{ст-цво}}; \\ \Delta p_{\text{суф}} &= h_{5.12} \Delta L_{\text{ш.ртку.кнд}} + h_{5.13} \Delta L_{\text{ш.ртку.квд}} + h_{5.14} \Delta L_{\text{л.квд}} + h_{5.15} \Delta L_{\text{л.левый.квд}} + \\ &+ h_{5.16} \Delta L_{\text{л.правый.квд}} + h_{5.17} \Delta S_{\text{суф}}; \\ \Delta t_{\text{вых.мо}} &= h_{6.1} \Delta \xi_{\phi} + h_{6.3} \Delta Q_{\text{нн-кнд}} + h_{6.4} \Delta Q_{\text{нн-твд}} + h_{6.5} \Delta Q_{\text{нн-ст}} + h_{6.6} \Delta Q_{\text{кнд-цво}} + \\ &+ h_{6.7} \Delta Q_{\text{твд-цво}} + h_{6.8} \Delta Q_{\text{ст-цво}} + h_{6.9} \Delta Q_{\text{дв-мо}} + h_{6.10} \Delta F_{\text{мо}} + h_{6.11} \Delta \Theta_{\text{кп}} + h_{6.17} \Delta \Theta_{\text{ш.ст}}. \end{aligned} \quad (4)$$

Значения коэффициентов модели (4) представлены в работе [2], малозначимые дефекты при этом не включены.

$$\text{формуле: } \Delta \xi_{\phi} = \frac{\xi_{\phi} - \xi_{\phi.\text{баз}}}{\xi_{\phi.\text{max}} - \xi_{\phi.\text{баз}}}.$$

Моделирование дефектов МС, выполненное с использованием математической модели рабочего процесса МС [4] и ее программной реализации [5], подтвердило линейный характер их влияния на параметры маслосистемы. Это позволяет представить входящую в (3) модель дефектов в следующем виде:

Подставив (2) и (4) в (3), получим полную диагностическую модель МС, которая имеет следующий вид:
— для первого участка МС:

$$\begin{aligned} \tilde{t}_{\text{вых}} &= 0,107 \tilde{t}_{\text{вх}} + 90,88 \tilde{t}_{\text{вх}}^2 + 0,046 \tilde{n} + 0,105 \tilde{n}^2 + 0,549 \tilde{t}_{\text{н}} + h_{1.1} \Delta \xi_{\phi} + h_{1.2} \Delta Q_{\text{мб-нн}} + h_{1.3} \Delta Q_{\text{нн-кнд}} + \\ &+ h_{1.4} \Delta Q_{\text{нн-твд}} + h_{1.5} \Delta Q_{\text{нн-ст}} + h_{1.6} \Delta Q_{\text{кнд-цво}} + h_{1.7} \Delta Q_{\text{твд-цво}} + h_{1.8} \Delta Q_{\text{ст-цво}} + h_{1.10} \Delta F_{\text{мо}} + \\ &+ h_{1.11} \Delta \Theta_{\text{кп}} + h_{1.16} \Delta \Theta_{\text{ш.кнд}} + h_{1.17} \Delta \Theta_{\text{ш.ст}} + h_{1.118} \Delta \alpha_{\text{вал.твд}} + h_{1.19} \Delta L_{\text{л.твд}} + h_{1.20} \Delta \Theta_{\text{ш.кнд}} + \\ &+ h_{1.21} \Delta \Theta_{\text{р.твд}} + h_{1.22} \Delta \Theta_{\text{р.тнд}}; \\ \tilde{Q}_{\text{вх}} &= 5,81 \tilde{t}_{\text{вх}} + 283,9 \tilde{t}_{\text{вх}}^2 + 0,102 \tilde{n} + h_{3.1} \Delta \xi_{\phi} + h_{3.18} \Delta \Theta_{\text{р.к}} + h_{4.1} \Delta \xi_{\phi} + h_{4.2} \Delta Q_{\text{мб-нн}} + h_{4.3} \Delta Q_{\text{нн-кнд}} + \\ &+ h_{4.4} \Delta Q_{\text{нн-твд}} + h_{4.5} \Delta Q_{\text{нн-ст}} + h_{4.6} \Delta Q_{\text{кнд-цво}} + h_{4.7} \Delta Q_{\text{твд-цво}} + h_{4.8} \Delta Q_{\text{ст-цво}}; \\ \tilde{p}_{\text{вх}} &= 3,582 \tilde{t}_{\text{вх}} - 275,7 \tilde{t}_{\text{вх}}^2 + 0,135 \tilde{n} - 0,514 \tilde{n}^2 + h_{3.1} \Delta \xi_{\phi} + h_{3.18} \Delta \Theta_{\text{р.к}}; \\ \tilde{t}_{\text{вых.мо}} &= 2,604 \tilde{t}_{\text{вх}} - 0,569 \tilde{t}_{\text{н}} - 21,1 \tilde{t}_{\text{н}}^2 + h_{6.1} \Delta \xi_{\phi} + h_{6.3} \Delta Q_{\text{нн-кнд}} + h_{6.4} \Delta Q_{\text{нн-твд}} + h_{6.5} \Delta Q_{\text{нн-ст}} + \\ &+ h_{6.6} \Delta Q_{\text{кнд-цво}} + h_{6.7} \Delta Q_{\text{твд-цво}} + h_{6.8} \Delta Q_{\text{ст-цво}} + h_{6.9} \Delta Q_{\text{дв-мо}} + h_{6.10} \Delta F_{\text{мо}} + \\ &+ h_{6.11} \Delta \Theta_{\text{кп}} + h_{6.17} \Delta \Theta_{\text{ш.ст}}; \\ \tilde{p}_{\text{суф}} &= 1,608 \tilde{n} + 2,0 \tilde{n}^2 + 0,368 \tilde{p}_{\text{н}} + h_{5.12} \Delta L_{\text{ш.ртку.кнд}} + h_{5.13} \Delta L_{\text{ш.ртку.квд}} + h_{5.14} \Delta L_{\text{л.квд}} + \\ &+ h_{5.15} \Delta L_{\text{л.левый.квд}} + h_{5.16} \Delta L_{\text{л.правый.квд}} + h_{5.17} \Delta S_{\text{суф}}; \end{aligned} \quad (5)$$

- для второго участка МС:

$$\begin{aligned}\tilde{t}_{\text{ВЫХ}} &= 0,654\tilde{t}_{\text{ВХ}} + 0,076\tilde{p}_{\text{огр}} - 0,095\tilde{p}_{\text{огр}}^2 + 0,128\tilde{n} + 0,561\tilde{t}_{\text{н}} + h_{1.1}\Delta\xi_{\text{ф}} + h_{1.2}\Delta Q_{\text{мб-нн}} + h_{1.3}\Delta Q_{\text{нн-кнд}} + \\ &+ h_{1.4}\Delta Q_{\text{нн-твд}} + h_{1.5}\Delta Q_{\text{нн-ст}} + h_{1.6}\Delta Q_{\text{кнд-цво}} + h_{1.7}\Delta Q_{\text{твд-цво}} + h_{1.8}\Delta Q_{\text{ст-цво}} + \\ &+ h_{1.10}\Delta F_{\text{мо}} + h_{1.11}\Delta\Theta_{\text{кп}} + h_{1.16}\Delta\Theta_{\text{ш.кнд}} + h_{1.17}\Delta\Theta_{\text{ш.ст}} + h_{1.18}\Delta a_{\text{вал.твд}} + h_{1.19}\Delta L_{\text{л.твд}} + \\ &+ h_{1.20}\Delta\Theta_{\text{ш.кнд}} + h_{1.21}\Delta\Theta_{\text{р.твд}} + h_{1.22}\Delta\Theta_{\text{р.тнд}}; \\ \tilde{Q}_{\text{ВХ}} &= 25,25\tilde{t}_{\text{ВХ}} + 0,468\tilde{p}_{\text{огр}} + 1,0\tilde{n} + h_{4.1}\Delta\xi_{\text{ф}} + h_{4.2}\Delta Q_{\text{мб-нн}} + h_{4.3}\Delta Q_{\text{нн-кнд}} + h_{4.4}\Delta Q_{\text{нн-твд}} + \\ &+ h_{4.5}\Delta Q_{\text{нн-ст}} + h_{4.6}\Delta Q_{\text{кнд-цво}} + h_{4.7}\Delta Q_{\text{твд-цво}} + h_{4.8}\Delta Q_{\text{ст-цво}}; \\ \tilde{p}_{\text{ВХ}} &= 19,3\tilde{t}_{\text{ВХ}} + 0,987\tilde{p}_{\text{огр}} + h_{3.1}\Delta\xi_{\text{ф}} + h_{3.18}\Delta\Theta_{\text{р.к}}; \quad (6)\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\tilde{t}_{\text{ВЫХ МО}} &= -0,918\tilde{t}_{\text{ВХ}} + 12,33\tilde{t}_{\text{ВХ}}^2 + 0,062\tilde{p}_{\text{огр}} + 1,169\tilde{t}_{\text{н}} + h_{6.1}\Delta\xi_{\text{ф}} + h_{6.3}\Delta Q_{\text{нн-кнд}} + h_{6.4}\Delta Q_{\text{нн-твд}} + \\ &+ h_{6.5}\Delta Q_{\text{нн-ст}} + h_{6.6}\Delta Q_{\text{кнд-цво}} + h_{6.7}\Delta Q_{\text{твд-цво}} + h_{6.8}\Delta Q_{\text{ст-цво}} + h_{6.9}\Delta Q_{\text{дв-мо}} + \\ &+ h_{6.10}\Delta F_{\text{мо}} + h_{6.11}\Delta\Theta_{\text{кп}} + h_{6.17}\Delta\Theta_{\text{ш.ст}}; \\ \tilde{p}_{\text{суф}} &= -8,85\tilde{t}_{\text{ВХ}} + 2,254\tilde{n} + 2,034\tilde{p}_{\text{н}} + h_{5.12}\Delta L_{\text{ш.ртку.кнд}} + h_{5.13}\Delta L_{\text{ш.ртку.квд}} + h_{5.14}\Delta L_{\text{л.квд}} + \\ &+ h_{5.15}\Delta L_{\text{л.левый.квд}} + h_{5.16}\Delta L_{\text{л.правый.квд}} + h_{5.17}\Delta S_{\text{суф}}.\end{aligned}$$

Нами было исследовано влияние ряда дефектов на один из важнейших параметров маслосистемы – температуру масла на выходе из двигателя $t_{\text{м.вых}}$. Внешние воздействия на МС двигателя задавались параметрами $t_{\text{н}}$ и n .

В качестве примера рассмотрено влияние засорения фильтра тонкой очистки, утечки на участке нагнетающий насос – опора турбины высокого давления, загрязнение поверхности теплообмена маслоохладителя и суммарное действие указанных выше дефектов на изменение $t_{\text{м.вых}}$ при значении $p_{\text{огр}} = 3,5$ атм.

Результаты расчетов показаны в виде графиков (рис. 2), которые позволяют рассмотреть влияние указанных выше дефектов на $t_{\text{м.вых}}$ при $t_{\text{н}} = 45^{\circ}\text{C}$, $p_{\text{огр}} = 3,5$ атм.

Влияние засорения фильтра на $t_{\text{м.вых}}$ показано на рис.2,а,б. Уровень засорения фильтра был выбран равным 65%, при этом $t_{\text{м.вых}}$ увеличивается относительно нормального состояния МС более чем на 20°C . Влияние утечки масла отражено на рис.2,г. При утечке 0,86 л/мин $t_{\text{м.вых}}$ повысилась на $8...10^{\circ}\text{C}$.

Нарушение нормального теплообмена в МО вследствие загрязнения внешней поверхности радиатора (коэффициент теплоотдачи изменен с 12 (норма) на $10 \text{ кВт/м}^2\text{К}$) показано на рис. 2,д.

Исследованные дефекты приводят к существенному повышению температуры в маслобаке и, следовательно, к повышению температуры на входе в двигатель. Суммарное влияние перечисленных дефектов отображено на рис 2,в.

Анализ полученных результатов позволяет сделать вывод о том, что разработана модель системы смазки газотурбинного двигателя, которая обеспечивает определение значений таких параметров МС, как $t_{\text{м.вых}}$, $p_{\text{ВХ}}$, $Q_{\text{ВХ}}$, $t_{\text{ВЫХМО}}$, $p_{\text{суф}}$, при различных режимах работы двигателя (n) и внешних воздействиях ($t_{\text{н}}$ и $P_{\text{н}}$) с учетом наличия различных дефектов и таким образом позволяет решать задачу ее оперативного диагностирования.

Литература

1. Жернаков С.В. Адаптивная диагностическая экспертная система // Проблемы машиностроения и надежность машин. - 2002.-№1.-С. 92-99.

2. Ширков В.Т., Епифанов С.В., Гусев Ю.А. Моделирование маслосистем приводных ГТД для решения задач оперативного диагностирования // Авиационно - космическая техника и технология: Сб. науч. тр.– Харьков: ХАИ, 2002.- Вып. 30. Двигатели и энергоустановки.- С. 197-303.

3. Ширков В.Т., Епифанов С.В., Гусев Ю.А. Анализ масляной системы газотурбинного привода как объекта диагностирования // Авиационно - космическая техника и технология: Сб. науч. тр.– Харьков: ХАИ, 1999.- Вып. 9. Тепловые двигатели и энергоустановки.– С. 207-213.

4. Ширков В.Т., Епифанов С.В., Гусев Ю.А. Диагностическая модель маслосистемы газотурбинного привода для газоперекачивающего агрегата//

Сб. науч. тр. - Харьков: ХАИ, 2000 – Вып.19 Тепловые двигатели и энергоустановки. - С. 400-407.

5. Программная реализация математической модели маслосистемы турбовального приводного ГТД / В.Т. Ширков, В.С. Чигрин, С.В. Епифанов, Ю.А. Гусев // Авиационно- космическая техника и технология: Сб. науч. тр.– Харьков: ХАИ, 2001.- Вып. 23. Двигатели и энергоустановки.- С. 64-66.

Поступила в редакцию 5.05.03

Рецензент: д-р техн. наук, профессор Ведь В.Е., Национальный технический университет «ХПИ», г. Харьков.

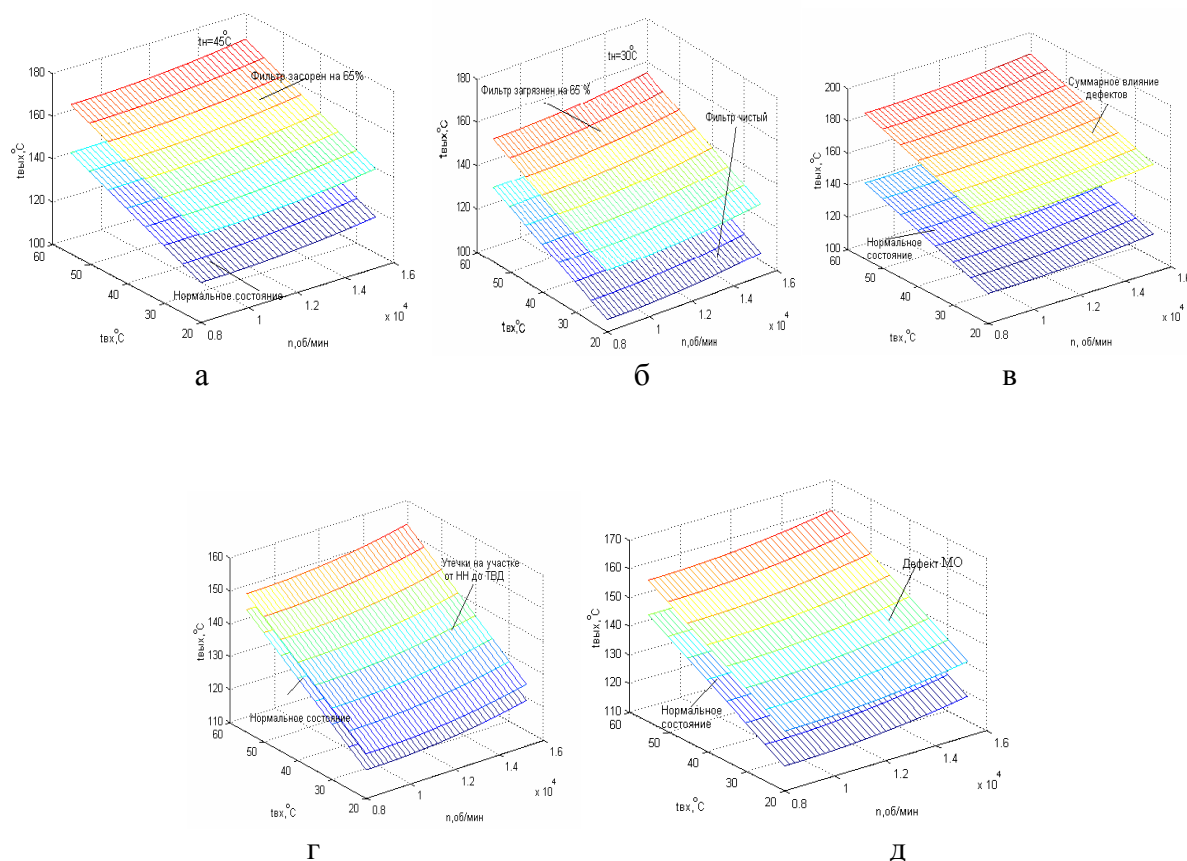


Рис. 2. Влияние дефектов на температуру масла

УДК 621.515

ОПЫТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РАДИАЛЬНОГО ЗАЗОРА НА ХАРАКТЕРИСТИКУ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА

В.Г. Прокопович

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

Представлены результаты опытного исследования влияния величины зазора между торцом рабочей лопатки и корпусом на характеристику осевого компрессора. Приведено описание экспериментального стенда, объекта исследования, методики проведения опытов. Подтверждено существенное ухудшение характеристик рабочего колеса компрессора по мере увеличения радиального зазора, сопровождающееся падением напора и КПД, а также сужением диапазона бесрывной работы. Дано сравнение с опытными данными других авторов.

* * *

Представлено результати експериментального дослідження впливу величини зазору між торцем робочої лопатки і корпусом на характеристику осьового компресора. Наведено опис експериментального стенда, об'єкта дослідження, методики проведення дослідів. Підтверджено істотне погіршення характеристик робочого колеса компресора в міру збільшення радіального зазору, що супроводжується падінням напору та ККД, а також звуженням діапазону стійкої роботи. Дається порівняння з дослідними даними інших авторів.

* * *

The Presented results of the experienced study of the influence of the value of the clearance between butt end worker blades and body on feature of the axial compressor. Happens to the description of the experimental stand, object of the study, methods of the undertaking experience. The essential deterioration of the features worker travel about compressor is Confirmed on measure of the increase the radial clearance, being accompanied fall of the pressure and efficiency, as well as narrowing the range of the firm work. The comparison is given from experienced given other authors.

Структура потока в осевом компрессоре (вентиляторе) и его аэродинамические характеристики сильно зависят от величины радиального зазора между торцами рабочих лопаток и статором. Особую актуальность проблеме придает тот факт, что в процессе эксплуатации многоступенчатых компрессоров в системе газотурбинных двигателей радиальный зазор постоянно меняется в зависимости от изменения частоты вращения ротора и температуры воздуха. В частности, относительные значения радиальных зазоров на последних ступенях достигают достаточно больших значений (5...9% высоты рабочей лопатки и более), что негативно влияет на параметры компрессора и двигателя в целом. Вопрос влияния величины радиального зазора не менее актуален для осевых вентиляторов с поворотными лопатками, в которых переход на большие углы установки рабочих лопаток сопряжен с существенным увеличением зазора и, как следствие, ухудшением

их параметров. Получившие широкое распространение на практике так называемые истираемые покрытия статора компрессора в процессе длительной эксплуатации подвержены механической выработке в надроторной области, что также увеличивает зазор и негативно отражается на характеристиках компрессора. В этой связи опытные исследования влияния радиального зазора на параметры осевого компрессора актуальны и представляют большой практический интерес.

Более того, выполненные на данный момент немногочисленные экспериментальные исследования, посвященные этому вопросу [1-3 и др.], проводились на разных объектах, с использованием различного измерительного инструментария, различных методик проведения опытов. Отсюда рекомендуемые эмпирические поправки на величину зазора, полученные разными авторами, дают зачастую существенно разнящиеся результаты. Появившиеся в

последнее время теоретические методы также не отличаются надежностью и требуют накопления экспериментального материала на опытных объектах самого широкого спектра аэродинамических характеристик.

Поэтому в большинстве посвященных этой проблеме опубликованных работ наряду с чрезвычайной сложностью задачи отмечается настоятельная необходимость продолжения исследований в этом направлении [3.4 и др.]. При этом особый интерес представляют широко применяемые на практике высоконапорные компрессорные ступени, как правило, с выраженными пространственными эффектами в их лопаточных венцах.

Представленные в статье материалы являются частью комплексного расчетно-экспериментального исследования, выполняемого в рамках госбюджетной темы и посвященного исследованию течения в периферийной области рабочего колеса осевого компрессора, включая актуальнейшую проблему влияния радиального зазора на его аэродинамическую характеристику. В качестве объекта исследования была выбрана двухзвенная (рабочее колесо, направляющий аппарат) с осевым входом и выходом модельная ступень высоконапорного вентилятора С12-1,5. Степень реактивности на среднем радиусе $\tau = 0,77$, расчетный коэффициент теоретиче-

ского напора $\bar{H}_T = 0,30$ при коэффициенте расхода $\bar{C}_a = 0,41$.

Для проведения опытных исследований был специально реконструирован и подготовлен стенд одноступенчатого осевого компрессора ТМ-01 лаборатории кафедры № 201 Национального аэрокосмического университета, схема которого показана на рис. 1. Плавный очерченный входной коллектор 2 с выравнивающей сеткой обеспечивает равномерное в радиальном и окружном направлениях поле параметров на входе в ступень компрессора. Рабочее колесо 6 через трансмиссию приводится во вращение балансирным электродвигателем 10, обеспечивающим плавную регулировку частоты от 0 до 4500 об/мин и измерение потребляемой мощности с помощью весового устройства 11. Плавное изменение режима работы ступени по расходу осуществлялось кольцевым дросселем 8 в системе выходного воздухохоборника 9.

Получение разных радиальных зазоров ($\bar{\Delta}_r = 0,6, 1,6, 2,6$ и $4,6\%$) осуществлялось с помощью сменных наборных модулей статора 4, внутренний диаметр которых при этом менялся от 400 до 408 мм. Плавное сопряжение внутренней поверхности модулей с входным конфузуром 3 обеспечивала специальная коническая вставка.

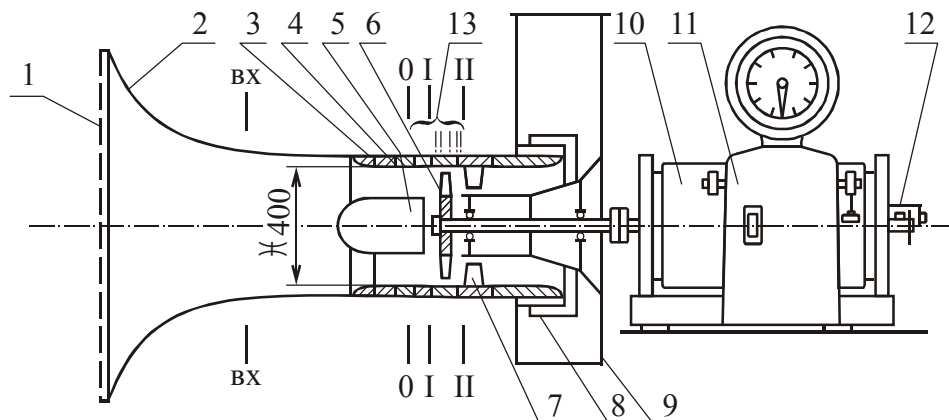


Рис. 1. Схема стенда для испытания ступени компрессора:
1 – выравнивающая сетка; 2 – коллектор; 3 – конфузор рабочей части; 4 – сменные вставки; 5 – обтекатель; 6 – рабочее колесо; 7 – направляющий аппарат; 8 – дроссель; 9 – воздухохоборное устройство; 10 – балансирный электродвигатель; 11 – весовое устройство; 12 – импульсный счетчик частоты вращения; 13 – пневмоотборы; vx-vx, 0-0, I-I, II-II – мерные сечения

Все экспериментальные исследования выполняли в соответствии с рекомендациями отраслевых руководящих материалов (РТМ 1597-79) при окружных скоростях по концам рабочих лопаток $U_k = 86 \text{ м/с}$, в области автомодельности по числу Рейнольдса ($Re = 2,35 \cdot 10^5 \dots 3,95 \cdot 10^5$).

В процессе испытаний при указанных выше величинах радиальных зазоров снимали аэродинамические характеристики рабочего колеса и фиксировали границу устойчивой работы компрессора.

Расход воздуха через компрессор измеряли в мерном коллекторе на входе в стенд (сечение «вх-вх» на рис. 1) и дублировали измерением непосредственно перед ступенью (сечение «0-0»).

Изэнтропический напор измеряли с помощью пятипоисных радиальных гребенок полного давления перед и за рабочим колесом (сечение «I-I» и «II-II» на рис. 2,а). Не ориентируемую входную гребенку (позиция «П₁» на рис. 2,б), изготовленную из медицинских игл Г-образной конфигурации, устанавливали параллельно оси стенда (крутка потока на входе не превышала $1 \dots 3^\circ$ на всех режимах испытаний). Выходную гребенку (позиция «П₂») дополнительно ориентировали по экспериментальному углу выхода потока на среднем радиусе, что гарантиро-

вало надежное измерение максимального полного давления за колесом.

Границу устойчивой работы компрессора фиксировали по резкому изменению давления на входе в стенд, сопровождавшемуся характерным низкочастотным шумом.

В целях обеспечения приемлемой точности получаемых при снятии характеристик результатов эксперимент для каждого варианта испытаний (значений $\bar{\Delta}_r$) многократно повторяли с последующей аппроксимацией полученных результатов.

Выполненные исследования подтвердили существенное влияние увеличения радиального зазора между торцами рабочих лопаток и корпусом в осевом компрессоре на его аэродинамическую характеристику (рис. 3). Наблюдается заметное снижение изэнтропического напора, потребляемой компрессором мощности и его КПД.

На рис. 3,а показаны относительные (по сравнению с исходным вариантом испытаний $\bar{\Delta}_r = 0,6\%$) изменения основных параметров рабочего колеса (коэффициента изэнтропического $\bar{H}_s^*$ и теоретического $\bar{H}_T$ напоров, изэнтропического КПД η_s^*) в зависимости от величины радиального зазора. Как

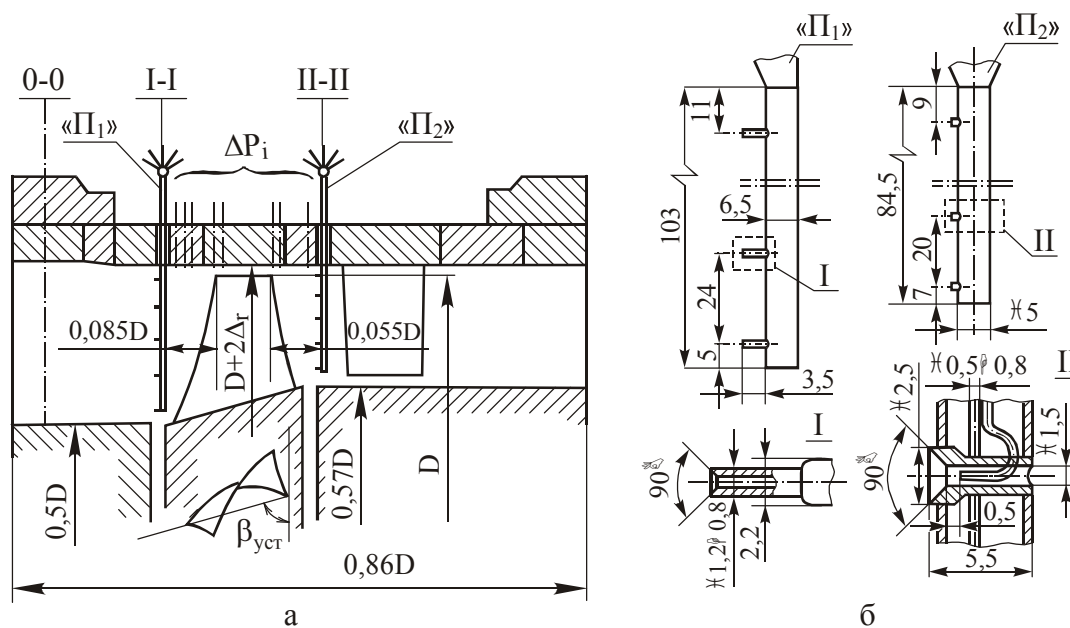


Рис. 2. Схемы рабочих частей: а – стенда; б – пневмоприемников

следует из приведенных графиков, влияние увеличения зазора на развиваемый рабочим колесом изотропический напор (повышение полного давления) существенно превосходит аналогичное воздействие на теоретический напор (потребляемую мощность), что и обуславливает, в конечном итоге, снижение его КПД. В отличие от [1,3] для испытанного объекта исследования влияние режима по расходу на эти изменения не столь заметно.

Значительное уменьшение диапазона бесрывной работы A при увеличении зазора (рис. 3,б) происходит в основном вследствие смещения точки

разрыва характеристики $\bar{C}_{a \text{ груп}}$ в сторону больших расходов, где $A = (\bar{C}_{a \text{ max}} - \bar{C}_{a \text{ груп}}) / \bar{C}_{a \text{ груп}} \cdot 100\%$. Как следует из приведенных графиков, примерно четырех - кратное по сравнению с исходным увеличение радиального зазора привело к снижению КПД на 4% и сужению рабочего диапазона характеристики на 40%. Важно отметить, что сужение области устойчивой работы ступени при зазорах, превышающих 2,5%, заметно ослабевает, а снижение развиваемого колесом напора, равно как и падение КПД, продолжается на том же уровне.

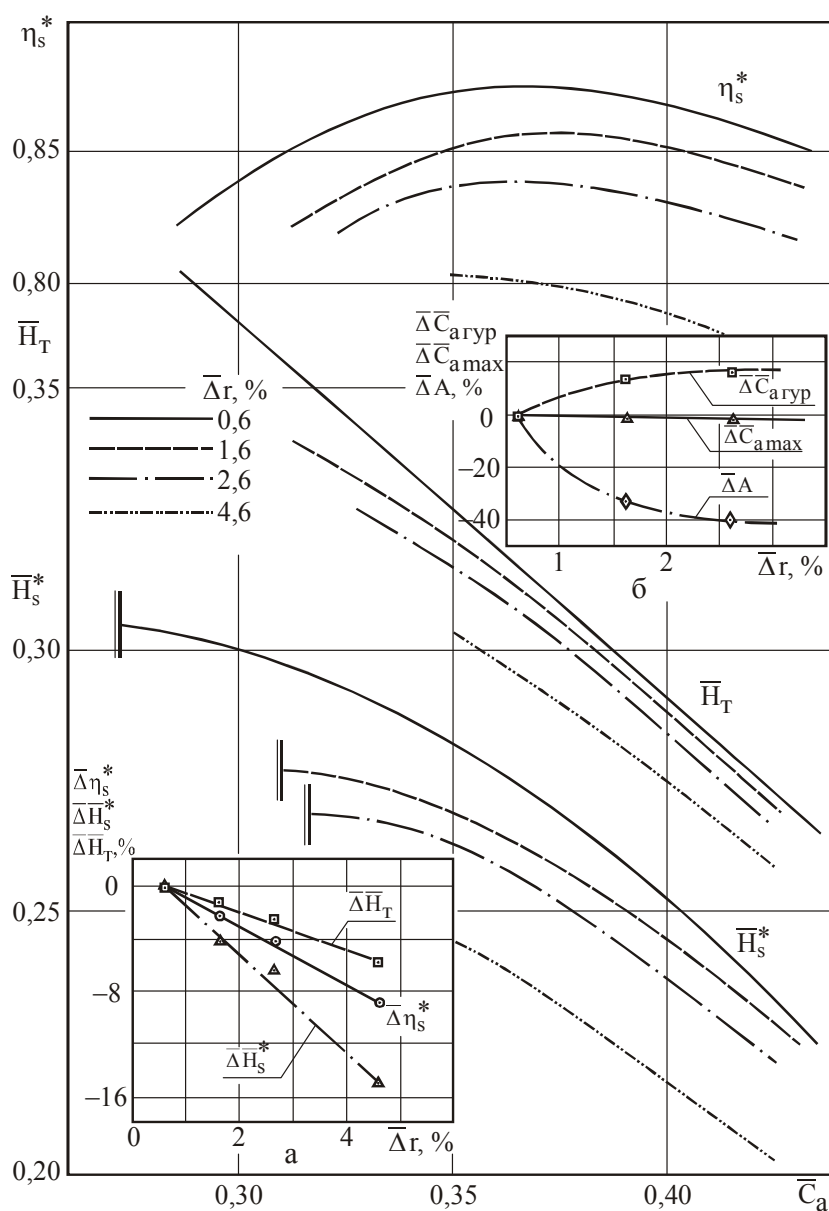


Рис. 3. Аэродинамические характеристики рабочего колеса ступени С12-1,5 при разных зазорах

Интенсивность снижения КПД рабочего колеса при увеличении радиального зазора иллюстрирует график на рис. 4. Отложенное по оси ординат изменение КПД рабочего колеса подсчитывали в данном случае относительно его гипотетического значения при нулевом зазоре, полученного экстраполяцией.

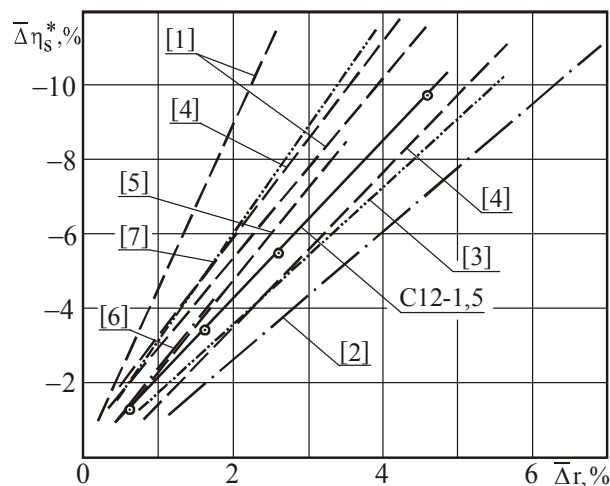


Рис. 4. Влияние радиального зазора на КПД рабочего колеса

Там же дается сравнение с результатами других авторов [1-7]. Графики соответствуют режиму максимального (или близкого к нему) КПД при исходном радиальном зазоре. Нетрудно убедиться, что для большинства испытанных объектов эта величина колеблется от 1,5 до 3,0% падения относительного КПД на 1% увеличения относительного радиального зазора. Для испытанной ступени С12-1,5 эта величина составляет 2,1% и может характеризоваться близкой к среднему обобщенному уровню интенсивности изменения данного параметра.

Заключение

Таким образом, подтверждена актуальность проблемы влияния радиального зазора на характеристику осевого компрессора, а также обусловленная этим необходимость углубленного исследования потока в его периферийной области. Дальнейшие работы предполагают подбор [2] и опытную проверку альтернативной конструктивной схемы исполнения радиального зазора в целях повышения эффективности рабочего колеса, а также детальное

параметрическое исследование воздействия надротного устройства на поток в условиях естественного и уплотненного пограничных слоев на входе.

Литература

1. Колесников А.В. Влияние зазора между колесом и кожухом на характеристику осевого компрессора // Промышленная аэродинамика. — 1960. — Вып. 17. — С. 20–28.
2. Ефименко А.П., Незым В.Ю., Никишов А.А., Прокопович В.Г. Опытная оценка влияния надротных устройств типа СКВ на характеристики колеса компрессора // Газовая динамика двигателей и их элементов. — Харьков: ХАИ, 1987. — С. 4–10.
3. Иноуэ, Куроумару, Фукухара. Экспериментальное исследование протекания газа через радиальный зазор в осевом компрессоре // Тр. америк. общ. инж.-мех. Энергетические машины и установки. — 1985. — №1. — С. 6–14.
4. Лакшминараяна. Методы расчета влияния радиального зазора в осевых турбомашинах // Тр. америк. общ. инж.-мех. Энергетические машины и установки. — 1970. — №1. — С. 64–89.
5. Гофлин А.П. Аэродинамический расчет прочной части осевых компрессоров для стационарных установок. — М.: Машгиз, 1959. — 303с.
6. Холщевников К.В., Емин О.В., Митрохин В.Т. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. — М.: Машиностроение, 1986. — 431 с.
7. Зверева Г.Н., Савин Н.М. Эффективность применения кольцевых проточек в корпусе рабочего колеса ступени осевого компрессора // Газовая динамика двигателей и их элементов. — Харьков: ХАИ, 1983. — Вып.2. — С. 96–101.

Поступило в редакцию 12.03.03

Рецензенты: канд. техн. наук, доцент Хоменко А.С., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков; канд. техн. наук, начальник отдела газотурбинного наддува и газовых систем Анимов Ю.А., КП «Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению», г. Харьков.

УДК621.515

АППРОКСИМАЦИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ЦЕНТРОБЕЖНЫХ КОМПРЕССОРОВ

*В.П. Герасименко¹, д-р техн. наук, Ю.А. Анимов², канд. техн. наук, Т.М. Нурмухаметов³*¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*,² *Казённое предприятие «Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению»*,³ *УМГ «Черкасытрансгаз»*

Предложены аппроксимационные характеристики центробежных компрессоров в диапазоне чисел Маха до $M_{U_2} = 1,3$.

* * *

Запропоновано апроксимаційні характеристики відцентрових компресорів у діапазоні чисел Маха до $M_{U_2} = 1,3$.

* * *

Approximation characteristics of centrifugal compressors to Mach $M_{U_2} = 1,3$ are proposed.

Обладая рядом преимуществ по сравнению с осевыми компрессорами, всё более широкое применение находят центробежные компрессоры (ЦБК) в авиационных силовых установках, газотурбинном наддуве двигателей внутреннего сгорания (ДВС), газоперекачивающих агрегатах (ГПА), наземной энергетике, химической промышленности. Это, прежде всего, связано с более высокими их энергетическими возможностями при малых производительностях, конструктивной простотой и технологичностью, лучшими прочностными характеристиками лопаток, более широкими диапазонами устойчивой работы и др.

Существует большое разнообразие ЦБК, отличающихся формой лопаток рабочих колёс (РК) и количеством их ярусов [1], наличием и типом лопаточного диффузора, другими геометрическими параметрами. В зависимости от назначения компрессора используют тот или иной тип ЦБК. Однако по мере развития каждой из областей применения происходит совершенствование в разработке ЦБК с постепенным стиранием границ между указанными типами. Таким образом, ЦБК можно рассматривать как общий класс компрессоров. Такая общность подхода к ЦБК наблюдается как на этапах их созда-

ния [2,3], так и при обобщении их эксплуатационных характеристик [4].

Наличие обобщённых внешних характеристик ЦБК имеет важное значение на стадиях проектирования, доводки и эксплуатации машин [5]. Особое место занимают вопросы оптимизации ЦБК в гидравлических системах с учётом их согласования с газотурбинными приводами [6]. Для таких задач достаточно удобным является получение характеристик ЦБК в виде аппроксимационных зависимостей.

Целью данного исследования является разработка аппроксимационных характеристик ЦБК в широком диапазоне эксплуатационных режимов.

Согласно уравнению Эйлера для турбомашин теоретический напор ЦБК с бесконечным числом лопаток в РК может быть представлен выражением:

$$H_{T\infty} = U_2^2 \left[1 - \frac{Q}{2\pi r_2 b_2 U_2} \left(\operatorname{ctg} \beta_{2л} + \frac{b_2}{b_1} \operatorname{ctg} \alpha_1 \right) \right], \quad (1)$$

где Q – объёмный расход (производительность ЦБК); U_2 – окружная скорость на наружном радиусе r_2 колеса; b_1 и b_2 – высота лопатки на входе и выходе соответственно; α_1 – угол входа потока в абсолютном движении; $\beta_{2л}$ – угол направления выходной кромки лопаток РК.

Переходя к коэффициентам напора $\bar{H}_{T\infty} = H_{T\infty}/U_2^2$ и расхода $\bar{Q} = Q/2\pi r_2 b_2 U_2$, выражение (1) можно преобразовать к виду

$$\bar{H}_{T\infty} = 1 - \bar{Q} \left(\operatorname{ctg} \beta_{2л} + \frac{b_2}{b_1} \operatorname{ctg} \alpha_1 \right). \quad (2)$$

Это уравнение представляет собой зависимость $\bar{H}_{T\infty} = f(\bar{Q})$ - параметрическое семейство прямых линий с разными значениями углов α_1 и $\beta_{2л}$ в качестве параметров. При конечном числе лопаток данная зависимость записывают как

$$\bar{H}_T = \mu - \bar{Q} \left(\mu \operatorname{ctg} \beta_{2л} + \frac{b_2}{b_1} \operatorname{ctg} \alpha_1 \right), \quad (3)$$

где $\mu = C_{2U}/C_{2U\infty}$ - коэффициент учёта конечного числа лопаток (коэффициент мощности), характеризующий отставание потока по углу выхода из колеса. Согласно опубликованным исследованиям [1,7] коэффициент μ зависит главным образом от числа лопаток z в РК, относительного диаметра входа в колесо $\bar{D}_1 = D_1/D_2$, угла $\beta_{2л}$, закона изменения высоты лопатки от входа к выходу из колеса и расхода $\bar{Q}$. Причём анализ этих данных показывает, что при малых значениях $\bar{D}_1 < 0,5$ величина μ не зависит от $\bar{D}_1$ и возрастает с увеличением z . При значениях $\bar{D}_1 > 0,8$ коэффициент $\mu \rightarrow 0$ с ростом $\bar{D}_1$ до 1,0.

Параметр расхода $\bar{Q}$ оказывает влияние на коэффициент μ согласно формуле

$$\mu = \frac{1 - \bar{Q} \operatorname{ctg} \beta_{2л}}{1 - \bar{Q} \operatorname{ctg} \beta_{2л}}. \quad (4)$$

При малых расходах ($\bar{Q} < 0,2$) коэффициент μ мало зависит от $\bar{Q}$, тогда как с увеличением $\bar{Q} > 0,2$ коэффициент μ уменьшается. Такое уменьшение μ с увеличением расхода объясняется сокращением времени пребывания частиц газа в колесе, в котором им сообщается закрутка. Эта закрутка уменьшается с сокращением указанного времени пребывания

вследствие проявления инерционных свойств газа, что в конечном итоге приводит к увеличению углов отставания потока на выходе из РК.

Увеличение угла выходной кромки лопаток РК- $\beta_{2л}$ (уменьшение реактивности) приводит к снижению коэффициента μ . Однако в диапазоне углов $\beta_{2л} = 75^\circ \dots 125^\circ$ это влияние минимально.

Входной угол лопатки в диапазоне $\beta_{1л} = 20^\circ \dots 30^\circ$ при достаточных густотах решеток колеса практически не влияет на выходные условия из колеса, а следовательно, и на угол отставания потока δ и на коэффициент μ .

Представленный анализ зависимости коэффициента μ в выражении (3) от геометрических и аэродинамических параметров свидетельствует о незначительном его изменении в рабочем диапазоне напорной характеристики при обычно принимаемых в ЦБК значениях $\bar{D}_1$. Следовательно, зависимость $\bar{H}_T = f(\bar{Q})$ носит линейный характер, а при осевом входе потока в рабочее колесо ($\alpha_1 = 90^\circ$) приобретает вид

$$\bar{H}_T = \mu(1 - \bar{Q} \operatorname{ctg} \beta_{2л}). \quad (5)$$

Исключение составляют сравнительно большие расходы, где напорная теоретическая характеристика искривляется в сторону уменьшения напора из-за снижения коэффициента μ .

Линейный характер зависимости $\bar{H}_T = f(\bar{Q})$ подтверждается статистическими обобщениями характеристик более 100 ЦБК с углами выхода потока $\beta_{2л} = 21^\circ \dots 90^\circ$ и КПД $\eta_{\max} = 0,74 \dots 0,86$ [4]. В частности, предложено выражение для обобщения в виде

$$K_1 = \bar{H}_T - \bar{Q} \bar{H}_{T0}, \quad (6)$$

где $\bar{Q} = \bar{Q}/\bar{Q}_0$; $\bar{Q}_0$ и $\bar{H}_{T0}$ - параметры оптимального режима, соответствующие максимуму КПД при разных частотах вращения.

Согласно этим обобщениям при числах Маха $M_{U_2} \leq 0,6$ получена прямолинейная зависимость

$$K_1 = A(1 - \tilde{Q}), \quad (7)$$

где эмпирический коэффициент A определён как $A = 1,8 - \eta_{\max}$.

Для обобщения действительных напорных характеристик в работе [4] предложено использовать второй критерий:

$$K_2 = \bar{H} - \tilde{Q}\bar{H}_0, \quad (8)$$

сведенный к параболическому выражению.

Однако, как показала проверка полученной обобщенной зависимости $K_2 = f(\tilde{Q})$ в виде квадратичной параболы, необходимы уточнения её коэффициентов. С этой целью дополнительно к статистическим данным работы [4] проведены испытания трёх ЦБК газотурбинного наддува дизелей наземных транспортных машин [8] в широком диапазоне частот вращения рабочих колёс, соответствующих числам Маха до $M_{U_2} = 1,3$. Компрессоры отличались углами $\beta_{2,л} = 52,5 \dots 90^\circ$ и наружными диаметрами $D_2 = 170 \dots 215$ мм. По результатам испытаний при частотах вращения, соответствующих малым числам Маха ($M_{U_2} < 0,6$), получены обобщающие уточнённые зависимости:

$$K_1 = 0,95(1 - \tilde{Q}), \quad (9)$$

$$K_2 = -0,3\tilde{Q}^2 - 0,15\tilde{Q} + 0,45. \quad (10)$$

Наличие этих зависимостей, отражающих протекание теоретической и действительной напорных характеристик, позволяет определить и характеристику КПД $\eta_k = f(\tilde{Q})$:

$$\eta_k = (\tilde{Q}\bar{H}_0 + K_2) / (\tilde{Q}\bar{H}_{T0} + K_1). \quad (11)$$

Проверка зависимостей (9), (10) на графических экспериментальных данных, представленных в работе [4] для указанной выше большой группы ЦБК, подтвердила их удовлетворительную точность в качестве аппроксимационных обобщённых уравне-

ний для чисел Маха $M_{U_2} < 0,6$.

Исследования ЦБК, проведенные при частотах вращения, соответствующих более высоким числам Маха $0,6 < M_{U_2} \leq 1,3$, показали, что на участке этой характеристики при $\tilde{Q} \leq 1,0$ влияние M_{U_2} в данном его диапазоне практически отсутствует. Однако на участке правой ветви характеристики $\tilde{Q} > 1,0$ появляется необходимость ввода коррекции в уравнение (10) по учёту влияния чисел M_{U_2} на ниспадающую ветвь характеристики, на что указывалось в работе [4]. Это влияние на величину действительного напора происходит главным образом за счёт потерь на трение об ограничивающие межлопаточные поверхности в рабочем колесе, безлопаточном и лопаточном диффузорах. Очевидно, что вклад каждого из этих элементов проточной части в долю потерь зависит от степени реактивности (угла $\beta_{2,л}$).

Несмотря на существование математических моделей поэлементного учёта потерь в ЦБК при определении КПД компрессора [2] как на номинальном режиме, так и при изменении режимов его работы, их использование затруднено из-за большого объёма потребной исходной информации. Эта исходная информация представляется в виде коэффициентов идентификации и поэлементных геометрических и гидродинамических параметров. Такой индивидуальный характер влияния чисел M_{U_2} на величину потерь в зависимости от конкретного ЦБК объясняется следующими причинами:

Влияние M_{U_2} на суммарные характеристики ЦБК определяется уровнями скоростей потока в РК, безлопаточном и лопаточном диффузорах, а следовательно, характер этого влияния зависит от соотношения соответствующих гидравлических потерь. При больших числах M_{U_2} наблюдается двойная природа этого влияния, а именно: как за счёт волновых потерь на уровень КПД, так и за счет эффекта запираания на величину расхода, что в конечном ито-

ге определяет крутизну ниспадающей ветви действительной характеристики. Коэффициент расхода $\tilde{Q}$ и число M_{U_2} как режимные параметры не являются независимыми переменными с точки зрения их влияния на форму суммарных характеристик ЦБК посредством гидродинамических потерь. Форма суммарных характеристик зависит также от режимов течения в подводящих и отводящих патрубках.

Таким образом, влияние M_{U_2} на суммарные характеристики ЦБК по-разному проявляется в зависимости от индивидуальных особенностей компрессора, а поэтому M_{U_2} нельзя принять в виде простой переменной, охватывая все типы ЦБК. Однако для отдельно взятого ЦБК или для группы компрессоров с близкими геометрическими параметрами, например углами $\beta_{2л}$, выделение числа M_{U_2} в качестве простой переменной возможно. Если ограничиться рассмотрением компрессоров с $\beta_{2л} = 90^\circ$, которые, как правило, применяют в авиационных силовых установках или в качестве высоконапорных ЦБК в агрегатах турбонаддува ДВС [8], то возможно получение аппроксимационной зависимости $\bar{\eta} = f(\tilde{Q}, M_{U_2})$ и соответственно $K_2 = f(\tilde{Q}, M_{U_2})$ по экспериментальным суммарным характеристикам.

Так, например, на основе статистического обобщения результатов испытаний высоконапорных одноступенчатых ЦБК [1], для которых получено удовлетворительное согласование данных с аппроксимационными зависимостями (9) и (10) при числах $M_{U_2} \leq 0,6$, выявлено влияние числа M_{U_2} в диапазоне $M_{U_2} = 0,8 \dots 1,3$ на правую ветвь КПД ($\tilde{Q} > 1$) в виде зависимости

$$\tilde{\eta}_k = 1 - B(\tilde{Q} - 1)^2 (M_{U_2} - 0,6)^2, \quad (12)$$

где $\tilde{\eta}_k = \eta_k / \eta_{kmax}$; η_{kmax} - максимальное значение КПД при соответствующем M_{U_2} ; коэффициент B для испытанных компрессоров получен равным 40.

Как видно из данной формулы, для ее использования необходимы сведения об изменении максимальных значений КПД в зависимости от чисел M_{U_2} в указанном диапазоне $M_{U_2} = 0,8 \dots 1,3$. В частности, для испытанных ЦБК максимальные значения КПД мало зависят от M_{U_2} в указанных пределах. В этом случае формулу (12) можно записать в виде

$$\eta_k = \eta_{kmax} \left[1 - 40(\tilde{Q} - 1)^2 (M_{U_2} - 0,6)^2 \right], \quad (13)$$

где $\eta_{kmax} \approx const$.

Тогда влияние числа M_{U_2} на правую ветвь действительной напорной характеристики ($\tilde{Q} > 1,0$) посредством формулы (13) и коэффициента K_2 вместо выражения (10) можно представить зависимостью

$$K_2 = (\bar{H}_{T0} \tilde{Q} + K_1) \eta_k - \bar{H}_0 \tilde{Q}, \quad (14)$$

где $\bar{H}_{T0}$ и $\bar{H}_0$ - коэффициенты теоретического и действительного напоров в оптимальных точках связаны соотношением $\bar{H}_0 = \bar{H}_{T0} \cdot \eta_{kmax}$.

С другой стороны, если представить коэффициент действительного напора для компрессоров с осевым входом потока в РК в виде произведения [9]:

$$\bar{H} = \eta \left(\mu + \frac{\alpha}{2} \right), \quad (15)$$

где $\alpha = L_{тр} / U_2^2$ - коэффициент трения диска; $L_{тр}$ - работа трения с двух сторон диска, а сумма $(\mu + \alpha/2)$ в рабочем диапазоне характеристик ЦБК с $\beta_{2л} = 90^\circ$ согласно многочисленным публикациям [10,11,12,13] почти не изменяется, то правую ветвь действительной напорной характеристики можно свести к уравнению, аналогичному (13):

$$\bar{H} = \bar{H}_0 \left[1 - B(\tilde{Q} - 1)^2 (M_{U_2} - 0,6)^2 \right]. \quad (16)$$

При этом степень повышения давления в компрессоре определяется выражением

$$\pi_k = \left\{ 1 + \left(\pi_{k0}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \left[1 - B(\bar{Q} - 1)^2 (M_{U_2} - 0,6)^2 \right] \right\}^{\frac{k}{k-1}}. \quad (17)$$

Таким образом, предложены аппроксимационные характеристики высоконапорных ЦБК с радиальными лопатками. Аппроксимации учитывают влияние чисел M_{U_2} в сверхзвуковой области.

Заключение

Получены аппроксимационные зависимости, позволяющие рассчитывать суммарные характеристики центробежных компрессоров с учётом влияния чисел Маха вплоть до значений $M_{U_2} = 1,3$ при углах лопаток РК $\beta_{2л} = 90^\circ$. Дальнейшие исследования целесообразно проводить по распространению метода на высоконапорные ЦБК с углами лопаток $\beta_{2л} < 90^\circ$.

Литература

1. О коэффициенте мощности многоярусного рабочего колеса центробежного компрессора/ В.П. Герасименко, Н.К. Рязанцев, Ю.А. Анимов, В.В. Белоус// Авіаційно - космічна техніка і технологія: Зб. наук. праць. - Харків: ХАІ, 2000.- Вип. 26.- С. 75-78.

2. Селезнёв К.П., Галёркин Ю.Б. Центробежные компрессоры.- Л.: Машиностроение, 1982.- 271 с.

3. Ден Г.Н. Проектирование проточной части ЦБК. Термогазодинамические расчёты.- Л.: Машиностроение, 1980.- 232 с.

4. Биков Г.А. Математична модель роботи відцентрового нагнітача на нерозрахункових режимах// Нафт. і газова пром-сть. - 2002.- № 3.- С. 27-29.

5. Гордійчук М.І., Когутяк М.І., Ковалів Є.О. Нейрообчислювачі параметрів нагнітачів природно-

го газу // Нафт. і газова пром-сть. - 2002. - № 5. - С.39-41.

6. Блаузер, Джулати. Выбор характеристик газовых турбин, применяемых для привода ЦБК// Тр. америк. общ. инж.- мех. Сер.: Энергетические машины и установки.- 1984.-Т.106. № 4.- С. 177-185.

7. Вейснер. Обзор методов учета конечного числа лопастей в рабочих колесах центробежных насосов// Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Энергетические машины и установки. - 1967.-Т.89. № 4.- С.123-138.

8. Рязанцев Н.К. Конструкция форсированных двигателей наземных транспортных машин. Ч.2.Учеб. пособие. - Харьков: ХГПУ, 1996.- 388 с.

9. Холщевников К.В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин.- М.: Машиностроение, 1970.- 610 с.

10. Диксон С.Л. Механика жидкостей и газов. Термодинамика турбомашин: Пер. с англ.-М.: Машиностроение, 1981.-213 с.

11. Лившиц С.П. Аэродинамика проточной части центробежных компрессоров. – М.-Л.: Машиностроение, 1966.- 340 с.

12. Рис В.Ф. Центробежные компрессорные машины. – М.- Л.: Машиностроение, 1964.- 335 с.

13. Центробежные компрессорные машины/ Ф. М. Чистяков, В. В. Романенко и др.-М.: Машиностроение, 1969.- 380 с.

Поступила в редакцию 25.04.03

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор Доценко В.Н., Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков; д-р техн. наук, профессор Шубенко А.Л., Институт проблем машиностроения НАНУ, г. Харьков.

УДК 621.311.24

АНАЛИЗ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ ВЕТРОТУРБИНЫ И АСИНХРОНИЗИРОВАННОГО СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА ВЕТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ

*О.О. Тыхевич**Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

Представлены результаты численного моделирования системы «ветротурбина - асинхронизированный синхронный генератор» при согласовании ее параметров. Предложена программная система автоматического управления АСГ, которая обеспечивает стабильную выработку электроэнергии.

* * *

Представлено результати числового моделювання системи "вітротурбіна - асинхронізований синхронний генератор" при узгодженні її параметрів. Запропоновано програмну систему автоматичного керування АСГ, що забезпечує стабільне вироблення електроенергії.

* * *

The results of number modeling of "windturbine – double feed generator" system from the position of its coordination are represented. The program control system which provides DFG with stable electricity generation is proposed.

Наиболее перспективным генераторным комплексом в ветроэнергетике считается асинхронизированный синхронный генератор (АСГ). Последние разработки в области силовой электроники позволяют предположить, что эффективность ВЭУ с АСГ будет повышена и станет недостижимой для ВЭУ с другими типами генераторных систем, для чего необходимо провести целый ряд исследований по согласованию работы ветротурбины и АСГ, а также созданию алгоритмов управления возбуждением АСГ.

Под согласованием параметров АСГ с ветротурбиной, прежде всего, будем подразумевать конструктивное соответствие генератора мощности моменту, развиваемому ветротурбиной. Во-вторых, алгоритм управления возбуждением генератора должен быть таким, чтобы момент, развиваемый генератором, точно соответствовал моменту ветротурбины для максимального C_p при данной скорости ветра и поддержании стабильности генерируемой частоты.

Анализ литературы показал, что большинство авторов исследуют отдельные аспекты работы ВЭУ, касающиеся, например, работы генератора, ветротурбины или системы управления. Максимальная

же эффективность ВЭУ может быть достигнута только при системном подходе, когда ВЭУ рассматривается как единое целое. Поэтому в данной работе реализована системность подхода к исследованию ВЭУ, а рассмотрение в качестве генераторного комплекса АСГ соответствует последним мировым тенденциям ветроэнергетики. Для анализа работы ВЭУ с АСГ, в частности, при определении оптимальных режимов работы, исследовании областей устойчивости, а также определении законов регулирования, обеспечивающих тот или иной режим работы, необходимо совместное рассмотрение механических характеристик ветротурбины и нагрузочных характеристик АСГ. Механические характеристики ветротурбины определяются аэродинамикой ветротурбины и могут быть получены из аэродинамической характеристики ветротурбины, представляющей собой зависимость момента ветродвигателя C_m , выраженного в безразмерных единицах, и коэффициента использования энергии ветра C_p от быстроходности Z .

В случае аэродинамического регулирования ветродвигателя его момент зависит также от угла установки лопастей ветротурбины. Регулирование со стороны АСГ позволит отказаться от связанного

с рядом проблем аэродинамического регулирования, поэтому будем рассматривать ветротурбины с фиксированным углом установки лопастей. Качественный вид аэродинамической характеристики ветротурбины с фиксированным углом установки лопастей показан на рис. 1.

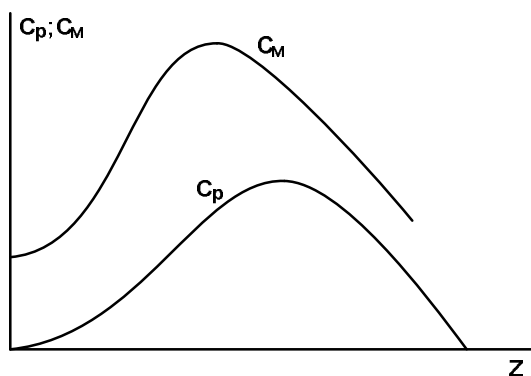


Рис. 1. Аэродинамическая характеристика ветротурбины

Момент ветродвигателя $M_{вт}$ определяется следующими соотношениями:

$$C_m = \frac{C_p}{Z}, \quad (1)$$

$$M_{вт} = C_m \pi R_{вт}^3 \frac{\rho V^2}{2}, \quad (2)$$

где ρ – плотность воздуха;

V – скорость ветра, м/с;

$R_{вт}$ – радиус ветротурбины, м.

Выражение (2) позволяет получить механические характеристики ветротурбины, представляющие собой семейство кривых $M_{вт}(\omega)$, соответствующих различным скоростям ветра (рис. 2).

Посредством соответствующего управления в

цепи ротора АСГ может работать с требуемой нагрузочной характеристикой $M_{ген}$.

Наилучшее использование ветродвигателя обеспечивается в режиме работы с постоянной быстройходностью $Z = Z_{ном}$, соответствующей максимальному коэффициенту использования энергии ветра $C_p = C_{p \max}$ и некоторой нагрузочной характеристике $M_{ген}$ АСГ (рис. 2). В режиме $Z = Z_{ном}$ ветродвигатель развивает наибольшую возможную мощность при любой скорости ветра, однако АСГ при этом должен быть рассчитан на момент, развиваемый при максимальной рабочей скорости ветра $V_{ном}$.

Таким образом, область целесообразной работы ВЭУ ограничена нагрузочной характеристикой АСГ, соответствующей режимам работы ветротурбины с максимальным C_p . При этом выполняется главное условие оптимизации работы ветротурбины – максимальная выработка электроэнергии.

Рис. 2 демонстрирует, что каждой скорости ветра должна соответствовать определенная скорость вращения ветротурбины, т.е. скорость ротора должна постоянно изменяться, отслеживая изменения скорости ветра.

Переменная скорость вращения ротора наиболее приемлема, потому что это позволяет проектировщикам получить больший КПД ветротурбины, позволяя ей изменять скорость при максимальном коэффициенте использования энергии ветра вместе с изменениями скорости ветра.

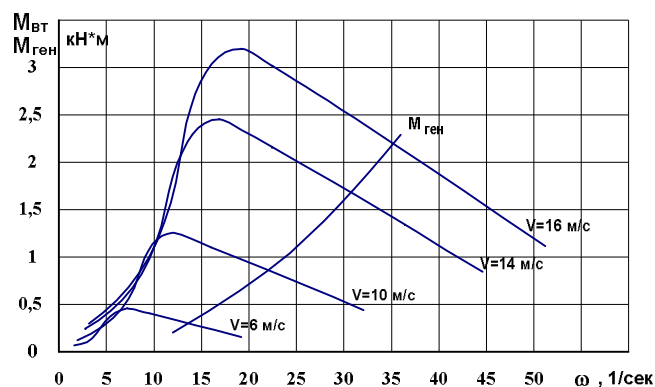


Рис. 2. Механические и нагрузочная характеристики ветротурбины

Кроме того, это решает проблему работы ВЭУ при низкой скорости ветра, так как в этом случае турбина будет работать большой период времени с мощностью, ниже установленной. При этом, работая при мощностях ниже установленной, ВЭУ будет чаще работать и при установленной мощности. Дополнительными преимуществами работы ВЭУ с переменной скоростью являются:

- уменьшаются динамические нагрузки на главный вал и трансмиссию;
- энергия порывов ветра не передается в сеть, а запасается в маховых массах ветроустановки;
- уменьшается шум.

При переменной скорости вращения вала ветротурбины возникает проблема стабилизации выходных параметров генерируемой электроэнергии, которая автоматически решается при использовании в качестве генераторного комплекса АСГ. Некоторые производители убеждены, что выгод от переменной скорости вращения ротора гораздо больше, чтобы оправдать повышение стоимости ВЭУ за счет АСГ. Рассмотрим уравнение ветротурбины, характеризующее движение ветротурбины без регулирования угла установки лопастей. Оно представляет собой условие равновесия моментов относительно оси (рис. 3).

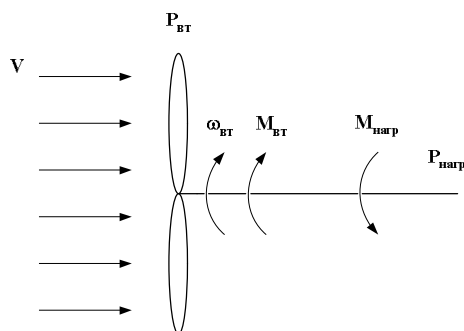


Рис. 3. Условная модель ветротурбины

Принимая в качестве обобщенной координаты угловую скорость вращения ω , при допущениях, описанных в литературе [1, 3], уравнение можно записать в виде уравнения Даламбера

$$J_{\text{вт}} \frac{d\omega}{dt} = M_{\text{вт}} - M_{\text{нагр}}, \quad (3)$$

где $J_{\text{вт}}$ – момент инерции ротора, $\text{кг} \cdot \text{м}^2$;

$M_{\text{вт}}$ – движущий момент ветротурбины, $\text{Н} \cdot \text{м}$;

$M_{\text{нагр}}$ – тормозной нагрузочный момент, обусловленный электромагнитным моментом генератора и механическими потерями, приведенный к валу ветротурбины, $\text{Н} \cdot \text{м}$.

В общем случае движущий момент ветротурбины является функцией нескольких переменных

$$\begin{aligned} M_{\text{вт}} &= \pi R_{\text{вт}}^3 \frac{\rho V^2}{2} C_m(Z, \varphi) = \\ &= \pi R_{\text{вт}}^3 \frac{\rho V^2}{2} C_m\left(\frac{\omega R_{\text{вт}}}{V}, \varphi\right) \end{aligned}, \quad (4)$$

где φ – угол установки лопастей.

В качестве методологической основы уравнений асинхронизированной машины используем положения об обобщенном электромеханическом преобразователе энергии и общеизвестные уравнения Парка-Горева [4]. С учетом задач исследования принимаем для моделирования систему уравнений в осях dq, связанных с ротором в абсолютных единицах. При расчетах на ЭВМ использование относительных единиц не ускоряет счета, но увеличивает вероятность возникновения ошибок. Система нелинейных дифференциальных уравнений в этом случае имеет вид

$$\begin{aligned} -u_{a_d} &= r_a i_{a_d} + L_a \frac{di_{a_d}}{dt} + L_m \frac{di_{f_d}}{dt} - \\ &- \omega_R (L_a i_{a_q} + L_m i_{f_q}); \\ -u_{a_q} &= r_a i_{a_q} + L_a \frac{di_{a_q}}{dt} + L_m \frac{di_{f_q}}{dt} + \\ &+ \omega_R (L_a i_{a_d} + L_m i_{f_d}); \\ u_{f_d} &= r_f i_{f_d} + L_f \frac{di_{f_d}}{dt} + L_m \frac{di_{a_d}}{dt}; \end{aligned} \quad (5)$$

$$u_{f_q} = r_f i_{f_q} + L_f \frac{di_{f_q}}{dt} + L_m \frac{di_{a_q}}{dt};$$

$$M_{вт} = \frac{mp}{2} L_m (i_{f_d} i_{a_q} - i_{f_q} i_{a_d}) + \frac{J}{p} \frac{d\omega_R}{dt}.$$

Задающим воздействием ветроустановки с АСГ (рис. 4) является ветер, скорость которого V непосредственно измеряется датчиком скорости ветра 6.7. Косвенно влияние задающего воздействия измеряется датчиком 6.5 в виде угловой скорости вращения ротора ω_R . Регулируемой величиной является момент генератора M_g , а управляющим воздействием является амплитуда тока возбуждения $i_{возб}$ при заданных значениях Θ . Согласно теории автоматического управления [2], реализовать моментное согласование управление ВЭУ с АСГ можно с помощью программной системы с разомкнутой цепью воздействий, показанной на рис 5.

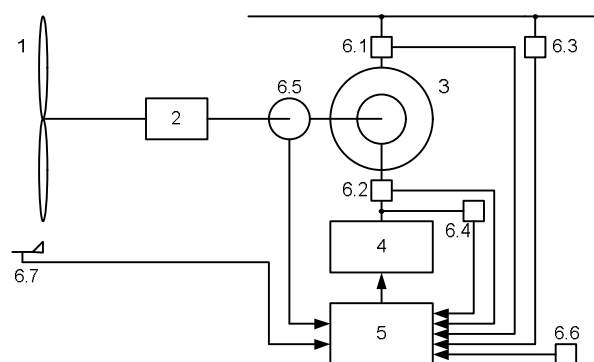


Рис. 4. Упрощенная принципиальная схема системы «ветротурбина - АСГ»: 1 – ветротурбина; 2 – трансмиссия; 3 – электрическая машина АСГ; 4 – возбудитель; 5 – регулятор возбуждения; 6.1 и 6.2 – датчики тока ротора и статора; 6.3 и 6.4 – датчики напряжения статора и ротора; 6.5 – датчик углового положения ротора; 6.6 – датчик угла, изображающего вектора напряжения сети; 6.7 – датчик скорости ветра

В данном исследовании частоту возбуждения не рассматриваем как регулируемую величину, так как она жестко связана частотой сети и равняется скольжению $\omega_f = S$.

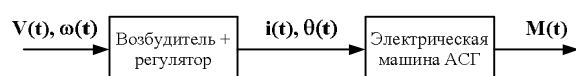


Рис. 5. Блок-схема автоматической системы программного управления

Итак, при скорости ветра $V \leq V_{ном}$ задающим воздействием может быть: скорость ветра $V(t)$, или скорость вращения ротора $\omega(t)$ или оба показателя одновременно. При скорости ветра $V > V_{ном}$ скорость должна быть постоянной $\omega(t) = const$.

Промоделируем совместную работу ветротурбины и АСГ с использованием программной автоматической системы. В результате моделирования выясним, какой параметр необходимо сделать задающим, чтобы выработка энергии была максимальной. Совместно решим дифференциальные уравнения ветротурбины и АСГ. Отметим, что системы уравнений являются нелинейными и трансцендентными, что создает известные трудности при попытке их аналитического решения. Поэтому воспользуемся методами численного интегрирования и пакетом Simulink из программных средств Matlab (The MathWorks, Inc.). Для состыковки моделей ветротурбины и генератора приводим к соответствующим сторонам трансмиссии скорость ротора $\omega_{вт}$ и нагрузочный момент генератора M_g с учетом коэффициента передачи $k_{тр}$ и КПД трансмиссии, принятого $\eta_{тр}$.

При $V_{ср} < V_{ном}$ анализ совместной работы ветротурбины и АСГ будем проводить при следующих допущениях: генерируемая частота и угол Θ остаются постоянными; максимальное значение амплитуды тока возбуждения ограничивается номинальным током ротора данной машины.

Ток возбуждения подается только при условии достижения ветротурбиной рабочей быстроходности $Z = 6$, который принимает значение 0 при $Z \leq 6$ и 1 при $Z > 6$. Требуемая амплитуда тока возбуждения $i_{возб}$ задается на основе значения угловой скорости ветротурбины.

Моделирование проводится методом численного интегрирования Дорманда-Принца с пере-

менным шагом и относительной и абсолютной погрешностью $1 \cdot 10^{-6}$. Начальное значение всех переменных равно нулю. Модель случайных изменений ветра соответствует кривой на рис. 6.

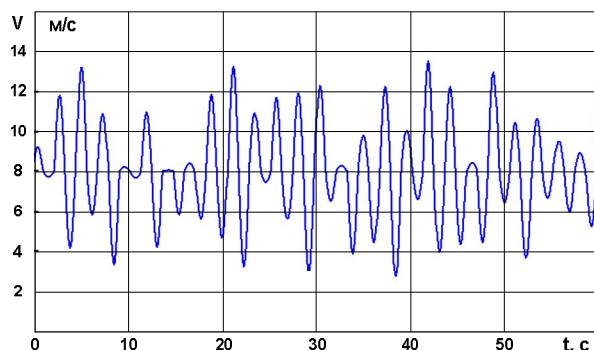


Рис. 6. Модель изменения скорости ветра при $V_{ср} = 8$ м/с

Результаты моделирования разгона ВЭУ при $V_{ср} = 8$ м/с показаны на рис. 7 и рис. 8.

Сравнивая кривые разгона ВЭУ при задающем воздействии $V(t)$ (рис. 8,а) и $\omega(t)$ (рис. 8,б), можно сделать вывод, что при использовании задающего воздействия $V(t)$ система «ветротурбина - АСГ» работает нестабильно.

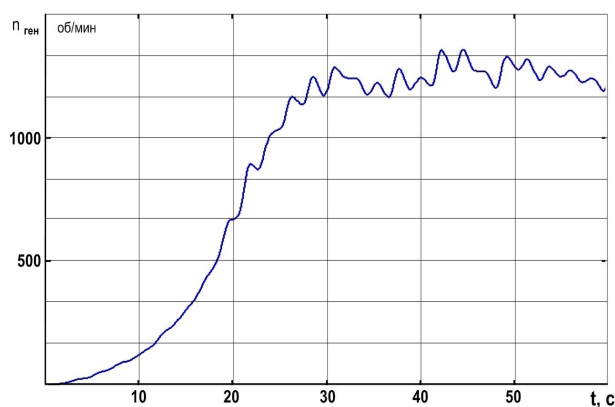


Рис. 7. Разгон ротора АСГ

Это связано с тем, что появляется временное рассогласование между моментом ветротурбины $M_{вт}$ и моментом генератора $M_г$, так как ветротурбина обладает инерционностью, а момент $M_г$ задается синхронно с колебаниями ветрового потока. При использовании задающего воздействия $\omega(t)$, несмотря на значительные изменения ветрового потока, колебания генерируемой мощности составляют всего

$\pm 6\%$. Таким образом, принимаем в качестве задающего воздействия $\omega(t)$.

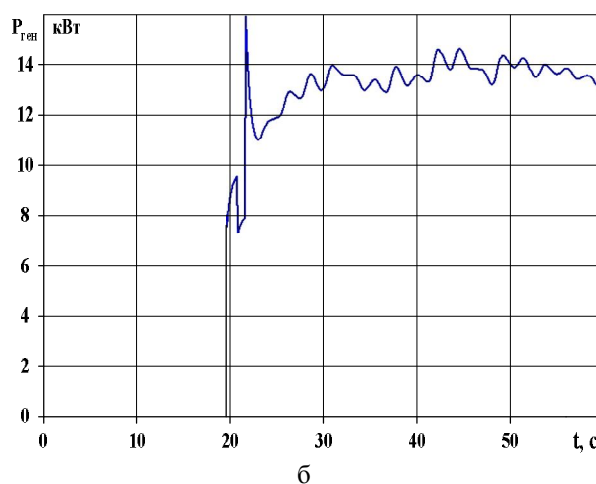
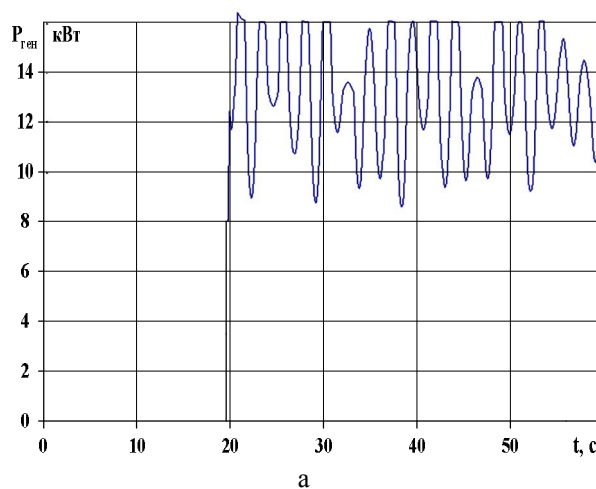


Рис. 8. Динамика изменения мощности ВЭУ при разгоне: а – задающее воздействие $V(t)$; б – задающее воздействие $\omega(t)$

Динамика изменения $i_{возб}(t)$ и $P_{возб}(t)$, соответствующие кривой $P_{ген}(t)$ (рис. 8, б), показаны на рис. 9.

Заключение

1. Постоянное изменение рабочей точки ветротурбины требует отслеживания генератором момента, соответствующего максимальному КПД работы ветротурбины. Путем математического моделирования режимов работы конкретной ветротурбины получена кривая оптимального нагрузочного момента $M_{нагр\ opt}$, которая необходима как для про-

ектирования электрической машины АСГ, так и для создания системы автоматического управления.

2. Моделирование показало, что максимальная мощность возбудителя составляет 17 % от номинальной мощности генератора, что является одним из основных преимуществ АСГ по сравнению с генераторами на постоянных магнитах, в которых

мощность преобразователя равна установленной мощности ВЭУ. При условии, что генерируемая мощность в два раза больше мощности возбуждения, анализ результатов моделирования определил максимальное скольжение работы АСГ 60%.

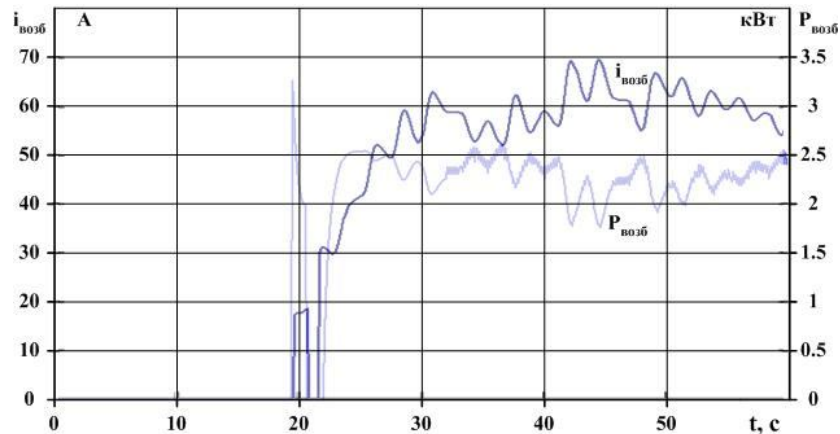


Рис. 9. Динамика изменения тока и мощности возбуждения

3. Анализ совместной работы ветротурбины и АСГ показал, что наиболее простой системой, реализующей управление ветроустановкой, является программная автоматическая система. Угловая скорость вращения ротора является задающим воздействием данной системы и поступает с датчика углового положения ротора.

4. Программная система управления и инерционность масс ротора обеспечивают сглаживание колебаний мощности, которые, несмотря на значительные изменения ветрового потока, составляют всего $\pm 6\%$.

Литература

1. Вашкевич К.П. Устойчивость параллельной работы ветроэлектрической станции на сеть бесконечно большой мощности // Промышленная аэродинамика. «Ветро двигатели» / Под ред. Г.Х.Сабинаина. – М.: Оборонгиз, 1957. -№8. - С.27-31.

2. Беседы по автоматике / Голубничий Н.И., Зайцев Г.Ф., Иващенко М.А., Чинаев П.И., Чумаков Н.М. - 2-е изд. – К.: Техніка, 1973. – 236 с.

3. Тыхевич О.О. Математическое моделирование ветротурбины при согласовании параметров генератора автономной ВЭУ// Новини енергетики. – 2002. – №10. – С. 59-62.

4. Копылов И.П., Щедрин О.П. Расчет на ЦВМ характеристик асинхронных машин. – М.: Энергия, 1973. – 121 с.

5. Яковлев А.И., Затучная М.А., Тыхевич О.О. Суммарные энергетические характеристики ветроэлектрических установок при вариации аэродинамических и электромеханических параметров // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2002. – Вип. 27. – С. 88-93.

6. Иванов-Смоленский А.В. Электрические машины: Учебник для вузов. -М.: Энергия, 1980. – 928 с.

Поступила в редакцию 12.02.03

Рецензенты: канд. техн. наук, доцент Губин С.В., Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»; д-р техн. наук, профессор Кузнецов Б.И., Украинская инженерно-педагогическая академия, г. Харьков.

УДК 358.43:621.378.325(03)

ПЕРСПЕКТИВИ ЗАСТОСУВАННЯ ЛАЗЕРНОГО ОЗБРОЄННЯ

*М.О.Коваль, канд.фіз-мат. наук, В.В.Льолін, В.В.Льолін (мол.)**Науковий центр (бойового застосування ВПС) Збройних Сил України*

Проведен анализ боевых возможностей лазерного оружия и его применения на самолётах нового поколения.

* * *

Проведено аналіз бойових можливостей лазерної зброї та її застосування на літаках нового покоління.

* * *

The analysis of fighting opportunities of the laser weapon and his application by planes of new generation is carried out.

Серед першочергових завдань формування незалежної держави особливе місце посідає створення її оборонної системи. Нагальна проблема в цьому обумовлена світовим досвідом, який переконливо свідчить, що воєнна сила залишається і сьогодні одним із найважливіших інструментаріїв державної політики.

Метою та завданням цієї роботи є проведення аналізу перспектив розвитку авіаційної техніки та озброєння і на базі цього вказати можливі напрямки по підвищенню обороноздатності держави.

Як свідчить практика міжнародного життя, характер сучасних воєнних конфліктів однозначно вказує на пріоритет військово-повітряних сил, а також військ повітряної оборони. В зв'язку з цим на сьогодні і в найближчому майбутньому є доцільним збереження та підвищення наявного бойового потенціалу авіації, що досягається завдяки модернізації та створенню нової авіаційної техніки і озброєння.

Аналіз перспектив розвитку авіації в найближчі 10-15 років дозволяє прийти до висновку, що в озброєнні військово-повітряних сил будуть застосовані газодинамічні та хімічні лазери великої потужності. Суть газодинамічних лазерів складається в направленому квантовому випромінюванні внутрішньої енергії газу при його підігріванні та в наступному швидкому заохолодженні (рис. 1).

Швидке заохолодження газу здійснюється в надзвуковому короткому соплі і супроводжується нерівновагом стану з так званого перенаселеною інверсністю. Квантоване випромінювання газу є процесом переходу газу із збудженого стану в

його рівноважний рівень. Довжина хвилі світлового променя для кожного газу має своє фіксоване значення. Для вуглекислого газу CO_2 довжина хвилі випромінювання має 10,6 мкм. Для киснево-йодистого лазера довжина хвилі складає 1,315 мкм [2].

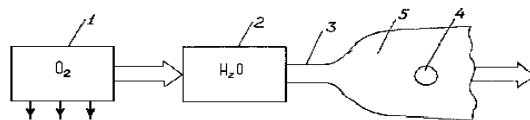


Рис. 1. Конструкція газодинамічного лазера

На рис. 1 показано схему конструкції газодинамічного лазера, де 1 - генератор кисню в збудженому стані; 2 - компресор; 3 - подача газоподібного йоду; 4 - дзеркало оптичного резонатора; 5 - зона генерації лазерного випромінювання.

Лазерний промінь, проходячи через атмосферу, може поглинатися нею, викривлятися в ній, долати різні перешкоди і витрачати для цього енергію. Проникання лазерного променя через атмосферу залежить від довжини хвилі променя.

Виняткова властивість повітря полягає в тому, що в інфрачервоному діапазоні хвиль існують окремі вікна, в яких практично відсутні поглинання енергії лазерного променя. Ці вікна відрізняються такими довжинами хвиль: $\lambda=0,95\ldots 1,05$ мкм, $\lambda=1,15\ldots 1,35$ мкм, $\lambda=1,5\ldots 1,8$ мкм, $\lambda=2,1\ldots 2,4$ мкм, $\lambda=3,3\ldots 4,2$ мкм, $\lambda=4,5\ldots 5,1$ мкм, $\lambda=8\ldots 14$ мкм.

Випадково чи ні, але в практичній діяльності обставини склались так, що майже для всіх лазерних пристроїв довжина хвиль випромінювання збігається

ся з вікнами, особливо це стосується газодинамічних і хімічних лазерів безперервної дії. Окремий опір у повітрі для лазерного променя чинять краплинки води, пару та пильові частинки. Але для лазера безперервної дії вони не вносять особливих ускладнень, тому що за десяти частки секунди промені пропалюють повітря, і надалі при потужних променях виконуються функції концентратора газового променя, площа світлового перетину зменшується.

Енергія випромінювання за допомогою дзеркал резонаторів та оптичних систем наведення концентрується в окремі промені й спрямовується на відповідну ціль, яка може бути знищеною пропалюванням в ній отвору. Питому енергію, яку одержують в газодинамічних лазерах, складає до 10^4 Дж/кг. На відміну від газодинамічних лазерів у хімічних лазерах нижній рівень отриманої світлової енергії досягає $5 \times 10^4 \dots 3 \times 10^5$ Дж/кг.

За принципом дії хімічний лазер відрізняється від газодинамічного тим, що внутрішня енергія газу наповнюється за рахунок не підігрівання хімічних реакцій в форкамері аеродинамічної установки. Установка газодинамічних лазерів на літаках-носіях КС-135 або Боїнг-747 забезпечує дальність поразки ракет типу "Сайдувіндер" до 400 км [1].

Повітряні обстріли 13 ракет AJM-9 "Сайдувіндер" показали, що всі 13 ракет були уражені. Це вказує на відповідну перспективу застосування лазерної зброї. На сьогодні потужність випромінювання доведена до декількох мегаватів. Результат випробувань показує, що лазери на фтористому водні, які були розміщені в космосі, зможуть вразити цілі на відстанях до 4000-5000 км. Застосування лазерної зброї не обмежується можливостями враження цілей до 400 км, як це планується в 2008 році в США для першої ескадрильї із восьми літаків, а може бути значно розширено до переростання в повноцінну систему ПРО або систему захисту від різних космічних об'єктів [2].

В умовах обмеженого фінансування виникає першорядне питання – за яким напрямком піде розвиток ВПС у найближчому майбутньому. На сього-

дні існує два альтернативних напрямки – це модернізація існуючих і закупівля сучасних літаків. Однак модернізація існуючих літаків принципово їх не оновлює. Закупівля нових літаків є надто дорогим напрямком, але й це не забезпечує суттєвого поповнення техніки на найближчі 20-30 років.

Найбільш перспективним може стати напрямок на оновлення існуючої та модернізованої техніки якісно новим озброєнням вітчизняного виробництва. Такою зброєю в найближчий час можуть стати газодинамічні та хімічні лазери, а також надпотужні імпульсні лазери, які ґрунтуються на взаємодії пучка електронів з плазмою в плазово-хвильовому пристрої індуктивно пов'язаних резонаторів, розміщених на повітряних носіях [3]. За енергетичними характеристиками це найменш енергозатратна зброя. Коефіцієнт використання енергії досягає 60...65%, а цикл її використання майже необмежений.

Лазерне озброєння може бути розміщеним, наприклад, на літаку Ан-70 і мати радіус ураження цілі до 400 км у будь-якому напрямку з потенційною можливістю до 60 пострілів і більше. В Україні є всі можливості для досліджень і початку розробок складових робочих органів такої зброї. Якщо розрахунки витрат на наукові дослідження та практичну реалізацію ідеї лазерного озброєння провести на підставі витрат у США для вирішення аналогічної проблеми, то в умовах України створення першого такого літака може бути завершено до 2025 року. В період 2020-2030 рр. можливе завершення створення авіаційного підрозділу, який забезпечив би повітряну оборону України на базі літаків вітчизняного виробництва з лазерною зброєю на борту.

Зразкові розрахунки за ціновими показниками вказують на те, що один Ан-70 (з лазерною зброєю) є еквівалентним 15 літакам МіГ-29, а за бойовими можливостями - 19 літакам МіГ-29. Грубе співвідношення 1:19 може скласти першочергове наближення по заміні літаків МіГ-29 літаками типу Ан-70, які оснащені лазерною зброєю. В другому наближенні ефективну оцінку лазерного озброєння, установленого на цьому літаку, можна навести з урахуванням

кількості нападаючих літаків та їх швидкості.

Розглянемо два можливих приклади: в першому з них розглянемо варіант, в якому напад здійснюють одночасно 60 літаків зі швидкістю польоту 2500 км/г і літаків Ан-70, що стримують напад зі швидкістю до 750 км/г у напрямку руху нападаючих літаків. При цьому двома літаками Ан-70 може бути знищено 54 літаки противника. Якщо швидкість нападаючих літаків буде знижено до 1000 км/г, то наряд із 60 літаків може бути знищеним лише одним літаком Ан-70. Необхідна кількість літаків Ан-70 для знищення літаків противника при одночасному їх нападі зі швидкістю польоту до 1000 км/г може бути підраховано як

$$N = \text{entier} (M/60) + 1$$

де **entier** – ціла частина від ділення **M** на 60;

M – кількість нападаючих літаків.

Якщо напад літаків здійснюється не одночасно, а розтягується протягом певного часу, то умови для знищення нападаючих літаків поліпшуються. При цьому збитковий час можна використати для більш якісного націлювання.

Застосування лазерного озброєння з повітряного носія може стати ефективним не тільки для ураження літаків, але й для ураження балістичних ракет в будь-якому напрямку її польоту. Швидкість польоту ворожого літального апарата не має ніякого значення через те, що швидкість поширення лазерного променя складає 300 000 км/с. Влучення променя в ракету або в літак настає миттєво.

Застосування лазерного озброєння на літаку або на іншому літальному апараті, наприклад на дирижаблі, фактично буде відігравати роль зброї стримування з тією різницею, що якщо ядерна зброя носить попереджуючий або руйнівний удар, який наноситься у відповідь, то при застосуванні лазерної зброї виконуються лише оборонні принципи. Таким чином, може гарантуватися захист повітряного простору шляхом знищення безпосередніх засобів повітряного нападу.

За допомогою лазерної зброї може бути знищено який завгодно повітряний противник, який здійс-

нює напад на наземний, морський або повітряний об'єкт.

Газодинамічні та хімічні лазери можуть бути використані також і для поразки малорухомих об'єктів, наприклад бронетехніки, зенітно-ракетних комплексів, установок системи ПРО та інших, в результаті чого сфера застосування дешевої лазерної зброї суттєво розширюється. Лазерна зброя може використовуватися і в індивідуальному порядку для захисту і нападу на далеких і близьких відстанях.

Заключення

Аналіз перспектив можливого застосування лазерного озброєння на борту літака вказує на суттєві перспективні можливості підвищення бойового потенціалу літаків та інших засобів протиповітряного захисту.

Література

1. Алёшин А. А. Лазерное оружие самолётного базирования // Зарубежное военное обозрение. 1997. № 11. С. 35-38.
2. Ольгин С. Американский комплекс лазерного оружия самолётного базирования // Зарубежное военное обозрение. 2002. № 8. С. 31-33.
3. Egorov A.M., Fainberg Y.B., Karas V.G., Kharchenko J. F., Nazarenko O.K., Sitalo V.G., Modeling the processes and phenomena in the near space of the complex of charge-particle sources and FHF-Generator // Космическая наука и техника. 2000. Т6 № 4. С. 81-82.

Поступила в редакцию 18.03.03

Рецензенты: канд. техн. наук, ведущ. научн. сотр. Гудыма О.П., НЦ БП ВВС ВС Украины, г. Харьков; д-р техн. наук, профессор, Лахно В.И., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

УДК 621.565

РАСЧЁТ ПРОЦЕССА КРИСТАЛЛИЗАЦИИ РАССОЛА В ВАКУУМИРУЕМОМ ОБЪЕМЕ

И.И.Петухов, канд. техн. наук, Т.П. Михайленко

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

Описана неравновесная модель кристаллизации рассола при вакуумировании парового пространства, рассмотрено влияние концентрации соли на ход процесса кристаллизации.

* * *

Описано нерівноважну модель кристалізації розсолу під час вакуумування парового простору, розглянуто вплив концентрації солі на хід процесу.

* * *

The brine crystallisation non-equilibrium model for vapour space vacuumization is described and salt concentration on influence on crystallisation process is surveyed.

В настоящее время все более актуальным становится решение вопросов энергосбережения в сочетании с обеспечением экологической безопасности. В холодильной технике значительный прорыв в этом направлении наметила технология жидкого льда (ЖЛ) [1, 2, 3].

Жидкий лёд (суспензии воды или раствора на её основе и мелких ледяных кристаллов) может быть произведен с использованием любых хладагентов, в том числе самой воды, что полностью снимает проблему разрушения озона некоторыми фреонами. Технология жидкого льда выгодна и экономически. За счёт значительно более высокого хладоресурса ЖЛ удаётся уменьшить мощность и стоимость устанавливаемого холодильного оборудования, эксплуатационные затраты на прокачку теплоносителя [2]. Исключается опасность замораживания продукта. Быстрое плавление мелких кристаллов льда гарантирует точное термостатирование системы.

Существует два основных подхода к производству жидкого льда [1]: соскабливание кристаллов, образующихся на охлаждаемой хладагентом поверхности труб или пластин, и образование кристаллов льда в объеме охлаждаемой жидкости.

В рамках второго подхода наиболее распространены технологии с вакуумированием жидкости, чаще всего водного раствора с дозвтектической

концентрацией растворяемого вещества. Отводимый пар далее компримируется, конденсируется и возвращается обратно в виде жидкости. Таким образом реализуется пароконденсационный холодильный цикл на воде.

В статье рассмотрена модель такого процесса получения ЖЛ, и для случая рассола в сосуде Дьюара исследовано влияние концентрации растворенного вещества на параметры процесса. При вакуумировании рассола кристаллизация начинается и протекает при некотором переохлаждении жидкости, величина которого зависит от степени турбулентности, свойств фаз и наличия в жидкости инородных включений.

Так как давление насыщения при кристаллизации составляет 500...600 Па, то парообразование лимитируется даже гидростатическим давлением жидкости. В силу этого, а также для интенсификации процесса рассол перемешивают механической мешалкой. Давление пара над зеркалом жидкости всегда меньше равновесного, и она охлаждается как за счёт теплообмена, так и из-за испарения.

Вследствие перемешивания температуру рассола считаем одинаковой во всём объеме жидкости. Параметры в паровой подушке ёмкости считаем однородными, а для их расчёта используем модель идеального газа. Теплопритоками из окружающей среды пренебрегаем.

Ввиду малой доэвтктической концентрации соли образующийся лед состоит из чистого растворителя (воды). Кроме того, полагаем, что обе фазы представляют собой идеальный раствор. Так как конденсированная фаза практически несжимаема, а давление невелико, летучесть воды принимаем равной соответствующему давлению насыщения.

С учётом введенных допущений уравнения сохранения энергии и массы в сосуде постоянного объёма для процесса охлаждения рассола до начала кристаллизации имеют вид:

$$dI = (-i_l^{(v)} \cdot \dot{G}^{(v)} - L_{\text{тех}}) d\tau; \quad (1)$$

$$d(i_l^{(l)} G^{(l)}) = (-Q_D - Q_K - i_{1H}^{(v)} \dot{G}_D^{(v)} - L_{\text{тех}}) d\tau; \quad (2)$$

$$dG = -\dot{G}^{(v)} d\tau; \quad (3)$$

$$dG^{(l)} = -\dot{G}_D^{(v)} d\tau; \quad (4)$$

$$dG_2 = 0; \quad (5)$$

$$dV = 0, \quad (6)$$

где $I = i_l^{(l)} \cdot G^{(l)} + i_l^{(v)} G^{(v)}$; $G = G^{(l)} + G^{(v)}$; $G_2 = g_2^{(l)} G^{(l)}$.

$$V = \frac{G^{(l)}}{\rho^{(l)}} + \frac{G^{(v)}}{\rho^{(v)}}.$$

Для процесса кристаллизации

$$dI = (-i_l^{(v)} \cdot \dot{G}^{(v)} - L_{\text{тех}}) d\tau; \quad (7)$$

$$d(i_l^{(l)} G^{(l)} + i_l^{(s)} G^{(s)}) = (-Q_D - Q_K - i_{1H}^{(v)} \dot{G}_D^{(v)} - L_{\text{тех}}) d\tau; \quad (8)$$

$$dG = -\dot{G}^{(v)} d\tau; \quad (9)$$

$$dG^{(l)} = -\dot{G}_D^{(v)} d\tau; \quad (10)$$

$$dG_2 = 0; \quad (11)$$

$$dV = 0, \quad (12)$$

где $I = i_l^{(l)} G^{(l)} + i_l^{(v)} G^{(v)} + i_l^{(s)} G^{(s)}$;

$$G = G^{(l)} + G^{(v)} + G^{(s)};$$

$$G_2 = g_2^{(l)} G^{(l)};$$

$$V = \frac{G^{(l)}}{\rho^{(l)}} + \frac{G^{(v)}}{\rho^{(v)}} + \frac{G^{(s)}}{\rho^{(s)}}.$$

Здесь I – энтальпия, i – удельная энтальпия; Q_D , Q_K – тепловые потоки за счёт массоотдачи и теплообмена; $L_{\text{тех}}$ – техническая работа; G , $G^{(l)}$, $G^{(v)}$, $G^{(s)}$ – масса системы, жидкой, паровой и кристаллической фаз, соответственно; $\dot{G}_D^{(v)}$, $\dot{G}^{(v)}$ – массовый расход пара за счёт массоотдачи и вакуумирования; $g_2^{(l)}$ – массовая доля соли в растворе; $\rho^{(l)}$, $\rho^{(v)}$, $\rho^{(s)}$ – плотность жидкой, паровой и кристаллической фаз; V –

объём системы. Нижний индекс "1" отмечает параметры растворителя (воды), "2" – соли, н и тр – параметры на линии насыщения и в тройной точке вещества; верхние индексы (l), (s), (v) – параметры жидкой, кристаллической и паровой фаз, соответственно.

С учетом проводимости вакуумного трубопровода массовый расход пара за счёт вакуумирования

$$\dot{G}^{(v)} = V' \rho^{(v)}(p, T) d\tau, \quad (13)$$

где
$$\dot{V}' = \frac{1}{\frac{1}{U_\tau} + \frac{1}{U_{\text{кр}}} + \frac{1}{\dot{V}}}.$$

Здесь $\dot{V}$ – объёмный расход (быстродействие) вакуумного насоса; U_τ , $U_{\text{кр}}$ – проводимость трубопровода и крана, которые для вязкостного режима течения рассчитываются по соотношениям [4]

$$U_\tau = \frac{\pi r^4 \bar{p}}{8 l \eta}, \text{ или } U_\tau = \frac{1360 d^4 \bar{p}}{l} \beta;$$

$$U_{\text{кр}} = A_d \frac{\gamma^{1/k}}{1 - \gamma} \sqrt{(1 - \gamma^{\frac{k-1}{k}}) \frac{2k}{k-1} \frac{RT^{(v)}}{\mu}},$$

где R , $T^{(v)}$, μ – соответственно, газовая постоянная, температура и молекулярная масса откачиваемого газа; r , d , l – радиус, диаметр и длина трубопровода; A_d – площадь проходного сечения крана; $\bar{p}$ – среднее значение давления в трубопроводе; $\gamma = p_1/p_2$ – отношение давлений на кране ($p_2 < p_1$); η – динамическая вязкость откачиваемого газа; k – показатель адиабаты; β – коэффициент, учитывающий различие динамической вязкости откачиваемого газа и воздуха, который для водяного пара равен 1,94.

Исходя из условия адиабатического расширения пара от состояния насыщения до параметров в паровой подушке температура и скорость пара определяют из соотношений (14), (15). Так как на межфазной поверхности пар находится в равновесии с жидкой фазой, которая в целом неподвижна, то скорость направленного движения насыщенного пара принималась равной нулю.

$$T^{(v)} = T^{(l)} + \frac{w^{(v)^2}}{2c_1^{(v)}}, \quad (14)$$

$$w^{(v)} = \sqrt{2T^{(l)}c_1^{(v)}\left(1 - \left(\frac{p}{p_{nl}}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right)}, \quad (15)$$

где p_{nl} , p – давление насыщения (на межфазной границе) и в паровом пространстве, соответственно; k – показатель адиабаты ($k=1,33$).

Поток пара в результате массоотдачи определяют из соотношения

$$\dot{G}_D^{(v)} = \alpha_d A_{гор} (\rho_\sigma - \rho^{(v)}) K_{гор}. \quad (16)$$

Здесь α_d – коэффициент массоотдачи; $A_{гор}$ – площадь зеркала жидкости в сосуде; ρ_σ , $\rho^{(v)}$ – плотность пара на межфазной поверхности и вдали от нее; $K_{гор}$ – коэффициент увеличения площади межфазной поверхности вследствие перемешивания. Коэффициент массоотдачи α_d находили, используя аналогию процессов тепло- и массообмена [5].

Тепловые потоки за счет массоотдачи и конвективного теплообмена определяют как

$$Q_D = \dot{G}_D^{(v)} \psi_{lv}, \quad (17)$$

$$Q_k = A_{гор} \alpha (T^{(l)} - T^{(v)}). \quad (18)$$

Здесь и далее $\psi_{j \rightarrow k}$ – теплота фазового перехода $j \rightarrow k$, α – коэффициент теплоотдачи (его находят из соответствующих критериальных уравнений).

После преобразований соотношений (1)-(12) получена система дифференциальных уравнений (19)-(23) для расчета процесса охлаждения рассола до начала кристаллизации

$$dG^{(l)} = -\dot{G}_D^{(v)} d\tau; \quad (19)$$

$$dG^{(v)} = (\dot{G}_D^{(v)} - \dot{G}^{(v)}) d\tau; \quad (20)$$

$$dg_2^{(l)} = -\frac{g_2^{(l)}}{G^{(l)}} dG^{(l)}; \quad (21)$$

$$dT^{(l)} = \frac{1}{G^{(l)}c^{(l)}} (-Q_D + Q_k) - (\psi_{lv1} + c_1^{(v)}(T^{(l)} - T_{Tp}) - c_1^{(l)}(T^{(l)} - T_{Tp}))\dot{G}_D^{(v)} - L_{mex} d\tau; \quad (22)$$

$$dp = p\left(\frac{dT^{(v)}}{T^{(v)}} + \frac{\rho^{(v)}}{\rho^{(l)}} \frac{dG^{(l)}}{G^{(v)}} + \frac{dG^{(v)}}{G^{(v)}}\right) \quad (23)$$

и (24)-(30) – для расчета процесса кристаллизации

$$dG^{(l)} = -\frac{G^{(l)}}{g_2^{(l)}} f'(T) dT^{(l)}; \quad (24)$$

$$dG^{(v)} = (\dot{G}_D^{(v)} - \dot{G}^{(v)}) d\tau; \quad (25)$$

$$dG^{(s)} = \frac{G^{(l)}}{g_2^{(l)}} f'(T) dT^{(l)} - \dot{G}_D^{(v)} d\tau; \quad (26)$$

$$dg_2^{(l)} = -\frac{g_2^{(l)}}{G^{(l)}} dG^{(l)}; \quad (27)$$

$$dT^{(l)} = (-Q_f + Q_k - (\psi_{lv1} + \psi_{sl1} + c_1^{(v)}(T^{(l)} - T_{Tp}))\dot{G}_D^{(v)}) d\tau / \quad (28)$$

$$/(G^{(l)}c^{(l)} - \frac{G^{(l)}}{g_2^{(l)}} f'(T)(\psi_{sl1} + c_1^{(l)}(T^{(l)} - T_{Tp})));$$

$$dp = p\left(\frac{dT^{(v)}}{T^{(v)}} + \frac{\rho^{(v)}}{\rho^{(l)}} \frac{dG^{(l)}}{G^{(v)}} + \frac{\rho^{(v)}}{\rho^{(s)}} \frac{dG^{(s)}}{G^{(v)}} + \frac{dG^{(v)}}{G^{(v)}}\right); \quad (29)$$

$$f'(T) = dg_2^{(l)} / dT^{(l)}. \quad (30)$$

Уравнение (30) выражает связь температуры кристаллизации с концентрацией соли.

Результаты расчета процесса охлаждения раствора за счет испарения с поверхности представлены на рисунках. С увеличением исходной концентрации соли в растворе для начала процесса кристаллизации необходимо отвести больше теплоты от системы, т.е. отвести больше пара (рис. 1, 2). При этом снижаются температура и давление начала процесса кристаллизации (рис. 3, 4).

Соль не содержится ни в паровой, ни в кристаллической фазах. Поэтому при охлаждении и кристаллизации концентрация соли в растворе увеличивается (рис.2), что приводит к соответствующему уменьшению температуры замерзания рассола и давления над ним (рис.3, 4). Причём темп снижения температуры заметно увеличивается с ростом концентрации кристаллов (рис.3).

При достижении определённой доли кристаллов в жидкой фазе раствора достигается концентрация соли, соответствующая эвтектической точке (23,1 % по массе).

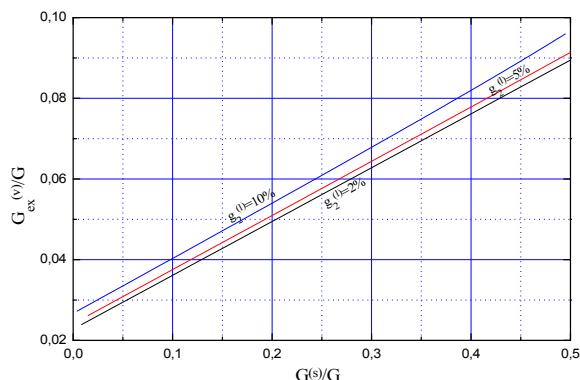


Рис. 1. Потери на испарение при образовании ЖЛ из рассола, $T_{нач}^{(l)} = 293 \text{ K}$

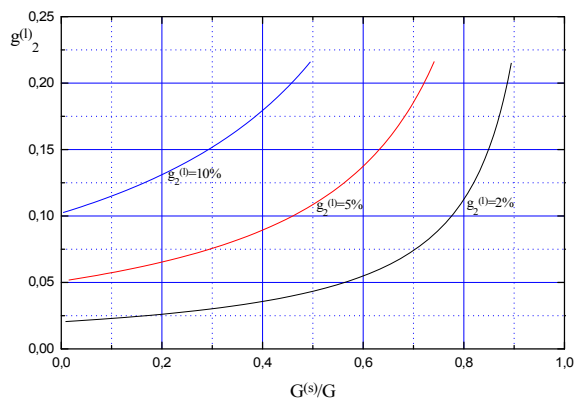


Рис. 2. Изменение концентрации соли в рассоле при образовании ЖЛ, $T_{нач}^{(l)} = 293 \text{ K}$

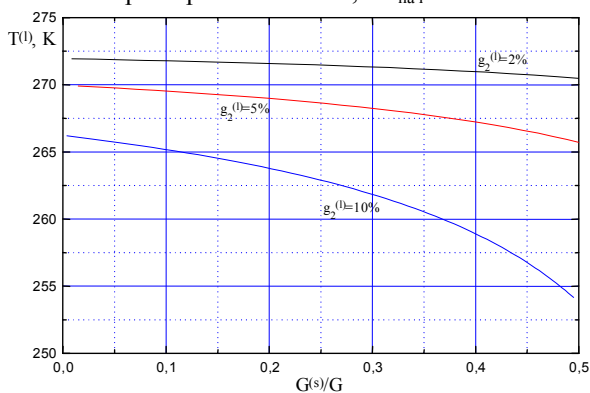


Рис. 3. Изменение температуры жидкости в процессе образования ЖЛ из рассола, $T_{нач}^{(l)} = 293 \text{ K}$

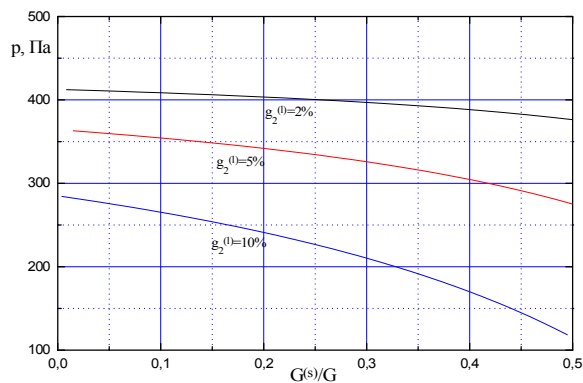


Рис. 4. Изменение давления в процессе образования ЖЛ из рассола, $T_{нач}^{(l)} = 293 \text{ K}$

Принятые допущения о составе кристаллов перестают отвечать физическому процессу, и дальнейшие расчёты на основе изложенной модели неправомерны. Однако даже при начальной концентрации соли 10% такие условия реализуются только при доле кристаллов в смеси более 50%.

Литература

1. Дворжак З. Бинарный лёд // Холодильный бизнес. 2000. № 3. С. 7-10.
2. Sam P. Gladis, Member ASHRAE. ICE SLURRY THERMAL ENERGY STORAGE FOR CHEESE PROCESS COOLING. - April 15, 1999, American Society of Heating, Refrigeration, and Air-Conditioning Engineers, Inc. from ASHRAE Transactions. 1997. Volume 103. Part 2. <http://www.muel.com/products/thermalstorage/docs/cheese/default.htm>
3. Slurry-ice based cooling systems Submission Form - POST ARTICLE Subject: From: Comments http://www.virtual-conference.com/cibse97-offer5/offer5_post.htm
4. Вакуумная техника: Справочник/Е.С. Фролов, В.Е. Миничев, А.Т. Александрова и др.; под общ. ред. Е.С. Фролова, В.Е. Миничева. -М.: Машиностроение, 1985. - 360 с.
5. Исаченко В.П., Осипова В.А., Сукомел А.С. Теплопередача. - М.: Энергоиздат, 1981. - 417 с.
6. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. - М.: Наука, 1972.

Поступила в редакцию 7.04.03.

Рецензенты: д-р физ.-мат. наук, профессор Бастеев А.В., Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков; канд. физ.-мат. наук, ст. научн. сотр. Карнацевич Л.В., Институт физики твёрдого тела, материаловедения и технологий Национального Научного Центра «Харьковский физико-технический институт», г. Харьков.

УДК 621.548:519.876.5

ЧИСЛЕННАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ГОРИЗОНТАЛЬНО-ОСЕВЫХ ВЕТРОДВИГАТЕЛЕЙ

*В.В. Заяц**Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*

Рассмотрена созданная в среде программирования MatLab нелинейная вычислительная модель для оптимизации основных геометрических характеристик лопастей ветротурбины и приведен пример применения модели.

* * *

Розглядено створену в середовищі програмування MatLab нелінійну обчислювальну модель для оптимізації основних геометричних характеристик лопатей вітротурбіни та наведено приклад використання моделі.

* * *

In the article the non-linear computing model built in a programming environment MatLab for optimization of the main geometrical characteristics of windturbin blades is considered, an example of application this model is given.

Введение

Ключевым показателем эффективности работы ветротурбины является коэффициент использования мощности ветра C_p . Этот параметр определяется как аэродинамическими и геометрическими характеристиками лопастей ветроколеса, так и свойствами нагрузки. Задача теоретического расчета ветротурбины – оптимизация ее характеристик в целях повышения параметра C_p . Существующие математические модели работы ветротурбины [1, 2] дают возможность выполнить такую оптимизацию с большой достоверностью.

Сложность практического применения математических моделей работы ветрогенератора заключается в том, что происходящие процессы описываются системой дифференциальных и нелинейных трансцендентных уравнений, содержащих многие параметры.

Ресурсы программного пакета MatLab позволили автору создать на основе упомянутых аналитических зависимостей универсальную численную нелинейную модель ветроустановки. Модель может применяться как для анализа работы горизонтально-осевых ветроустановок с заданными параметрами, так и для их синтеза по заданным рабо-

чим характеристикам. Пакет подпрограмм для оптимизации нелинейных моделей Optimization Toolbox позволяет проводить автоматическую оптимизацию параметров нелинейных систем со значительно большей точностью, чем в описанных ранее методиках синтеза ветротурбин [2, 3].

Модель ориентирована на применение индивидуального подхода к решению конкретных технических задач. Для отладки и демонстрации работы программы в модели используют проектные параметры разработанной ранее ветроустановки мощностью 5 кВт.

Разработка модели является частью работ по автоматизации проектирования ветроустановок, ведущихся в лаборатории ЦНИЛАТЭМА (Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», г. Харьков).

Краткое описание модели

В основе аналитического описания лежит дифференциальное уравнение движения ротора ветроустановки вокруг собственной оси вращения, составленное на основе закона сохранения энергии

$$J\omega\dot{\omega} = P_{BK} - P_H, \quad (1)$$

где J – момент инерции ветротурбины относительно собственной оси вращения; ω – угловая скорость

вращения ветротурбины; P_{BK} – мощность, передаваемая ветроколесом на вал ротора; P_H – мощность, потребляемая нагрузкой (с учетом всех потерь).

Мощность P_{BK} является результатом преобразования части энергии ветрового потока

$$P_{BK} = C_p \pi R^2 \frac{\rho V^3}{2}, \quad (2)$$

где R – радиус ветроколеса; ρ – плотность воздуха; V – скорость ветрового потока; C_p – коэффициент использования мощности ветрового потока.

Коэффициент C_p является нелинейной функцией аэродинамических и геометрических характеристик лопастей, переменных состояния модели, объединенных трансцендентными уравнениями связи (подробнее см. [1, 2]). Эти уравнения составляют для нескольких сечений лопасти и решают совместно. В модели применяют расчет по девяти сечениям, но их число можно легко изменять.

Модель нагрузки для упрощения аэродинамических расчетов составлена в наиболее общем виде. Поскольку мощность механической нагрузки определяется произведением момента ее сопротивления M на угловую скорость вращения приводного вала ω

$$P_H = M\omega, \quad (3)$$

можно назвать отношение этих величин механическим сопротивлением нагрузки R_M по аналогии с электрическими величинами:

$$R_M = \frac{M}{\omega}. \quad (4)$$

Величина R_M определяет крутизну наклона нагрузочной характеристики в координатах $M(\omega)$. В дальнейших расчетах будем рассматривать идеальную нагрузку и считать R_M постоянной величиной. С учетом (4) можно представить выражение для мощности нагрузки (3) в виде функции одной переменной ω

$$P_H = R_M \omega^2. \quad (5)$$

Вычислительная модель имеет вид структурно-графического отображения описанных выше

уравнений, выполненного в приложении Simulink. Для моделирования происходящих в системе процессов используют вычислительные методы порядка точности 4 ... 5 с относительной погрешностью $1 \cdot 10^{-5}$. Оптимизация параметров проводится с помощью приложения Optimization Toolbox с применением сложных алгоритмов последовательных приближений целевой функции к требуемой форме.

Постановка задачи

Как было сказано ранее, модель ориентирована на решение конкретных задач, поэтому ее возможности рассматривают на примере определенных значений параметров ветроустановки.

Исходные параметры:

- расчетная скорость ветра $V = 7,5$ м/с;
- плотность воздуха $\rho = 1,25$ кг/м³;
- радиус ветроколеса (внешнего сечения лопасти) $R = 5$ м;
- радиус внутреннего сечения лопасти $R_0 = 1$ м;
- количество лопастей $i = 3$;
- профиль типа «Эсперо» относительной толщиной $\delta = 0,15$;
- механическое сопротивление нагрузки $R_M = 100$ Н·м·с.

Оптимизируемые переменные:

- угол заклинивания лопасти φ_0 ;
- углы крутки сечений φ ;
- относительные длины хорд сечений b (относительно R).

Для удобства сравнения результатов в качестве стартовых значений для оптимизации были взяты значения переменных φ и b , рассчитанные по классической методике.

Целью оптимизации является повышение коэффициента использования энергии ветра C_p . При описанной структуре модели эта задача может быть сведена к достижению максимального значения угловой скорости вращения ветроколеса в установившемся режиме.

Следует отметить, что, изменяя состав оптимизируемых переменных и целевую функцию, можно решать и другие задачи проектирования.

Результаты оптимизации

Оптимизацию лопасти проводили в квазистатическом режиме. Как видно из характеристик, приведенных на рис. 3, на разных стадиях оптимизации требовалось применять различные квазистатические значения угловой скорости. Для ускорения вычислений задача была разбита на три этапа:

- 1) выбор оптимального угла установки классической лопасти;
- 2) оптимизация углов крутки сечений классической лопасти;
- 3) оптимизация относительных длин хорд сечений.

Анализируя результаты оптимизации по переходным характеристикам системы (рис. 3) (начальная угловая скорость $\omega = 4 \text{ с}^{-1}$) и характеристикам $C_p(Z)$ (рис. 4), можно прийти к следующим выводам:

1. Сравнение результатов моделирования с экспериментальными данными [1, 2] показало достоверность модели для быстроходностей ветроколеса выше $Z = 2$.

2. Лопасть, спроектированная по классической методике и заклиненная в начальном положении (рис. 1), обеспечивает разгон ветроколеса до рабочего режима за 6 ... 8 с, в то время как на его раскручивание в оптимальном рабочем положении требуется 11 ... 13 с (рис. 3). Но при этом в первом случае устанавливается значение C_p порядка 0,25, а во втором — 0,41 (примерно в 1,6 раза больше). Отсюда следует, что начальный угол заклинения лопасти более подходит для работы в переходных режимах, а оптимальный — в основном рабочем режиме.

3. Оптимизация углов крутки сечений лопасти повышает C_p до уровня 0,5 (на 18-20% от показателей классической лопасти, рис. 4). При этом крутка

лопасти уменьшается, что технологически более выгодно.

4. Оптимизация относительных длин хорд, рассчитанных по классической методике, приводит только к незначительному улучшению C_p (рис. 4). Классические значения практически не отличаются от оптимальных (рис. 2) и могут использоваться вместо них при расчетах.

5. При оптимизации статических характеристик ухудшаются динамические свойства ветроколеса (ср. повышение времени переходного процесса с 6 ... 8 с для классического случая до 14 ... 16 с для оптимального, рис. 3). С одной стороны, это приводит к снижению чувствительности ветроколеса к ветровым возмущениям, с другой — к ухудшению качества работы в переходных режимах.

6. То же, что сказано в п. 5, подтверждает и характеристика $C_p(Z)$ для оптимальной лопасти (рис. 4). Несмотря на резкий срыв в районе $Z = 10...11$, она имеет ширину рабочего диапазона Z на 25 ... 30 % больше, чем оптимальная характеристика для классической лопасти, а также меньшую крутизну наклона около вершины и на правом плече. Это свидетельствует о более устойчивой работе ветрогенератора и меньшей чувствительности к ветровым возмущениям.

Заключение

В ходе проведенных работ решены такие вопросы:

- В среде MatLab создана численная модель горизонтально-осевой ветроустановки. В настоящее время модель позволяет решать широкий спектр задач, касающихся аэродинамики ветроустановок, обрабатывать большие массивы параметров. Проведенные испытания показали работоспособность и достоверность модели.
- Во время испытаний численной модели получены оптимизированные значения геометрических параметров лопастей трехлопастного ветроколеса, которые обеспечивают повышение теоретиче-

ски достижимого коэффициента мощности ветроколеса C_P в расчетном рабочем режиме до уровня 0,5.

• Ранее в ЦНИЛАТЭМА на основе методик расчета лопастей [2, 3] была создана и использовалась вычислительная модель на языке Фортран. Она позволяет с высокой точностью моделировать процесс работы ветроколеса, но имеет ограниченные возможности оптимизации. Проверка вновь полученных данных на старой модели подтвердила корректность новой модели.

Таким образом, новая модель расширяет возможности проектирования и исследования ветротурбин и ветроустановок в целом.

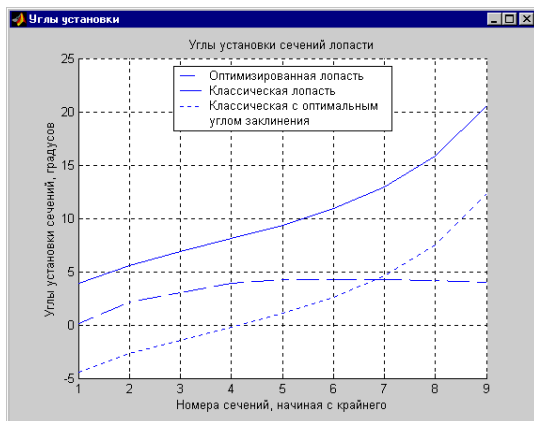


Рис. 1. Изменение угла установки по длине лопасти

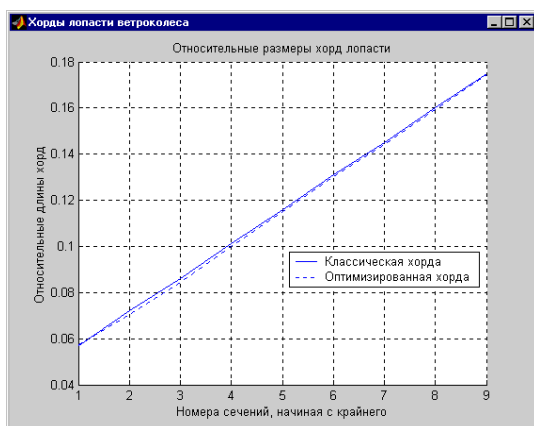


Рис. 2. Изменение хорды по длине лопасти

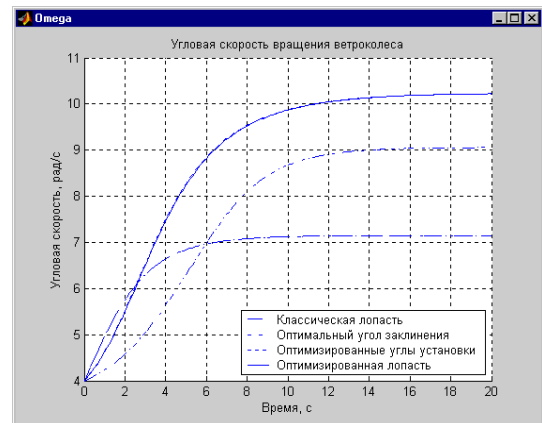


Рис. 3. Переходные характеристики системы $\omega(t)$ для различных случаев лопастей и углов установки

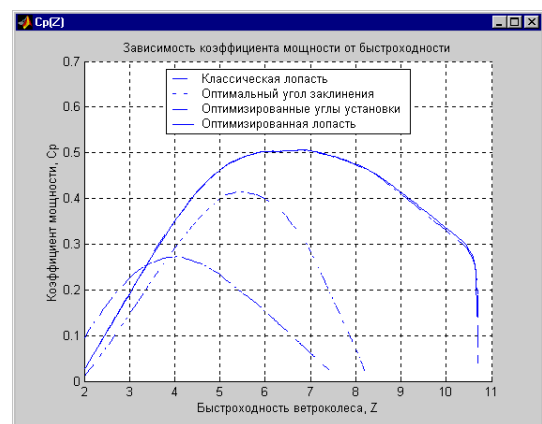


Рис. 4. Зависимости $C_P(Z)$ для различных случаев лопастей и углов установки

Литература

1. Абрамовский Е.Р., Городько С.В., Свиридов Н.В. Аэродинамика ветродвигателей. - Днепропетровск: Днепр. гос. ун-т, 1987.
2. Фатеев В.М. Ветродвигатели и ветроустановки. -М.: ОГиз – СельхозГиз, 1948.
3. Яковлев А. И., Затучная М. А Аэродинамический расчет ветротурбин про-пеллерного типа: – Учеб. пособие по курсовому проектированию. –Х.: Нац. аэрокосмич. ун-т. «ХАИ», 2001.

Поступила в редакцию 7.04.03.

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор Кошевой Н.Д., Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»; д-р техн. наук, профессор Кузнецов Б.И., Украинская инженерно-педагогическая академия, г. Харьков.

УДК 621.355.001.57

АНАЛИЗ СРЕДСТВ ФИЗИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ХИМИЧЕСКИХ БАТАРЕЙ

В.Н. Меркушев, А.А. Бояркин

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

Приведен обзор средств физического моделирования химических (аккумуляторных) батарей (БХ). Дана краткая характеристика каждого из выделенных типов моделей и имитаторов.

* * *

Наведено огляд засобів фізичного моделювання хімічних (акумуляторних) батарей (БХ). Дана коротка характеристика кожного з виділених типів моделей та імітаторів.

* * *

The paper represents the survey of physical simulation means of chemical storage batteries. Brief characteristics of each of chosen models and simulators types are presented.

Введение

В системах электроснабжения (СЭС) автономных объектов как космического, так и наземного применения в качестве буферного накопителя электроэнергии часто используют химическую аккумуляторную батарею (БХ). В силу своих особенностей она зачастую является одним из основных факторов нестабильной работы СЭС, что приводит к необходимости применения специальных устройств слежения/управления режимами ее работы (например, устройства выравнивания характеристик аккумуляторов, зарядно-разрядные устройства).

При проведении различных типов работ с такими устройствами (отработка, наладка, приемосдаточные испытания, испытания после ремонта), а также с другими устройствами, имеющими отношение к БХ (например, аппаратура регулирования и контроля (АРК) СЭС, контрольно-проверочная аппаратура (КПА)), может возникнуть необходимость в создании специализированного стендового оборудования, в состав которого приходится включать устройство, заменяющее БХ. Например, такая необходимость не один раз возникала при создании комплексов КПА, предназначенных для отработки и приемосдаточных испытаний бортовых АРК СЭС ряда космических аппаратов на ГП ХЗЭА, последним из которых был «Микроспутник».

Обзор литературы показал, что подобного ро-

да устройства почти не описаны. По-видимому, такая задача возникает сравнительно редко. Почти все известные работы, связанные с моделированием БХ, посвящены построению математических моделей, в то время как существует ряд работ, посвященных физическому моделированию первичных источников электроэнергии, например [1]. В связи с этим целью данной статьи является обзор методов имитации БХ средствами физического моделирования, их классификация и краткая характеристика выделенных типов.

Обзор средств моделирования БХ

Ясно, что свойства и характеристики моделей будут полностью определяться задачами, решаемыми моделью.

В зависимости от целей эксперимента и объекта исследований в качестве буферного накопителя энергии (или для его имитации) можно использовать:

- 1) макет (БХ, состоящая из аккумуляторов типоминимала, отличного от штатного, имеющая емкость, равную емкости штатной БХ);
- 2) масштабную модель (БХ, состоящая из аккумуляторов того же типоминимала, что используются в штатной БХ);
- 3) имитатор с заданием характеристик:
 - цифровым управляющим устройством;
 - опорным элементом;

4) при имитации работы БХ в статических режимах (например, циклирование) можно использовать:

- для имитации заряда БХ:

- магазин сопротивлений;
- регулируемый стабилизатор напряжения;
- реверсивный источник тока,

- для имитации разряда:

- регулируемый стабилизатор напряжения;

- реверсивный источник тока;

5) при имитации работы БХ в динамических режимах (например, при исследовании переходных процессов) можно использовать:

- регулируемый стабилизатор напряжения;
- реверсивный источник тока.

Приведенная классификация в виде блок-схемы показана на рис. 1.



Рис. 1. Классификация средств физического моделирования химических аккумуляторных батарей

К преимуществам использования масштабных моделей БХ и макетов БХ следует отнести высокую степень адекватности характеристик модели характеристикам штатной БХ, следовательно, и возможность исследования работы устройств почти на всех возможных режимах функционирования штатной батареи.

Основным недостатком такого рода средств имитации БХ является то, что для выхода в нужную рабочую точку необходимо подзаряжать или под-разряжать батарею, что занимает много времени. При использовании макета штатной БХ отсутствует возможность имитации эффектов, связанных с отдельным аккумулятором, хотя эффекты, связанные с группой аккумуляторов, симитировать можно.

На рис. 2 изображена схема имитатора БХ с использованием опорного элемента. В качестве

опорного элемента G применяют аккумулятор нужного типоминнала (или группу аккумуляторов). На рисунке обозначены: A1 — усилитель характеристик (усилитель напряжения); K1 — ключевой элемент, задающий режим имитации заряда или разряда (на рисунке — имитатор в режиме имитации заряда); R1 и R2 — делитель напряжения.

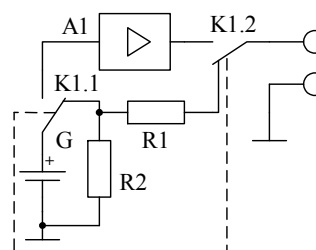


Рис. 2. Схема имитатора БХ с использованием опорного элемента

Этому классу имитаторов присущи те же преимущества и недостатки, что и рассмотренным выше средствам, хотя и в меньшей степени. Так, сте-

пень адекватности характеристик имитатора характеристикам штатной БХ меньше, время выхода на режим (подзаряда или подзаряда) тоже меньше. Однако возможность имитации эффектов, связанных с функционированием одного аккумулятора, вообще отсутствует. Следует также предусмотреть цепи защиты опорного аккумулятора от переполсовки.

Итак, можно прийти к выводу, что любым средствам имитации, использующим в своем составе химические источники тока, в большей или

меньшей степени присущи два недостатка: для выхода на нужный режим требуется время и следует предупреждать запредельные режимы БХ (переполсовка или перезаряд). Этим недостаткам лишены имитаторы, в которых характеристики БХ имитируются чисто электронными средствами.

На рис. 3 показаны схемы имитаторов БХ без использования опорного источника. Одной из особенностей имитаторов этого типа является обязательное наличие управляющего устройства, которое задает режимы работы остальных блоков для

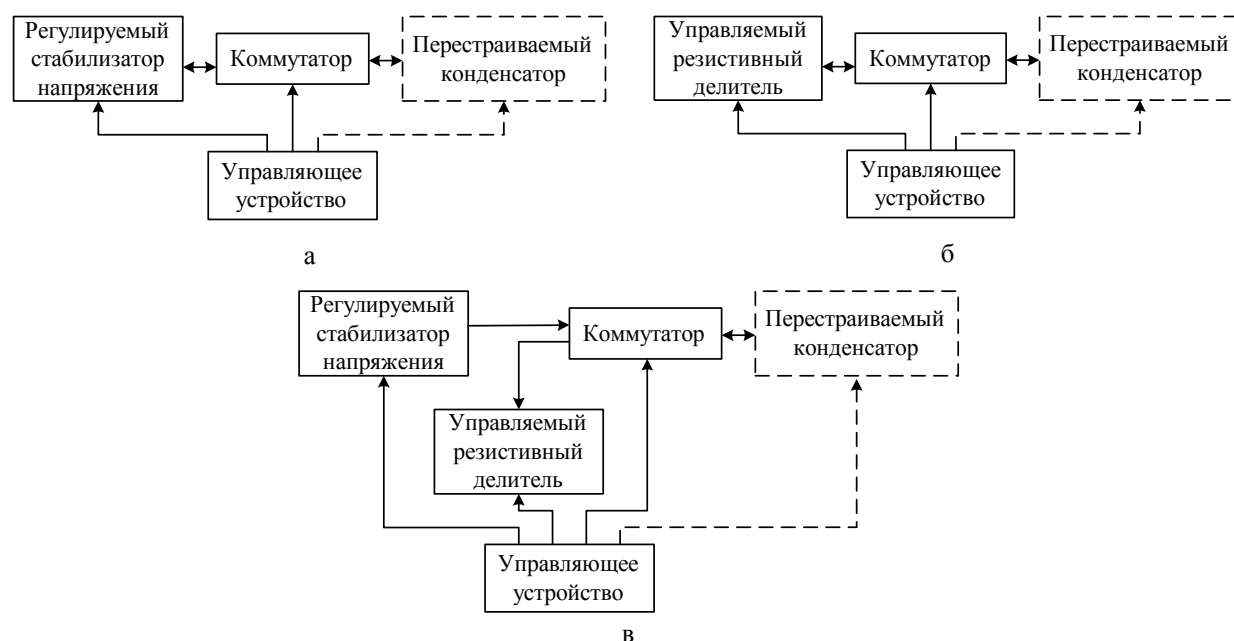


Рис. 3. Схемы имитации БХ без опорного источника: а — с использованием регулируемого стабилизатора напряжения, б — с использованием магазина сопротивлений; в — комбинированный

получения выходных параметров имитатора, совпадающих с параметрами БХ в необходимой рабочей точке на вольт-амперной характеристике (ВАХ). Отсюда следует, что при использовании имитаторов без опорного источника необходимо с требуемой степенью точности знать математическое описание вольт - амперной характеристики БХ.

Схемы, изображенные на рис. 3, а, в, могут имитировать как режим заряда БХ, так и режим разряда, а схема, показанная на рис. 3, б, может имитировать только режим заряда БХ.

Для имитации емкостного характера входного сопротивления БХ можно использовать конденсато-

ры большой емкости, емкостные фильтры или ионисторы. В этом случае с некоторой степенью точности можно имитировать и динамические характеристики БХ (например, при исследовании формы переходных процессов).

Преимуществами этого типа имитаторов являются возможность фактически мгновенного воспроизведения параметров БХ в нужной точке характеристики. При необходимости можно повторить "проход" по некоторому участку ВАХ несколько раз, можно симитировать ВАХ с различными параметрами, например, организовать «завал» характеристики в нужный момент времени.

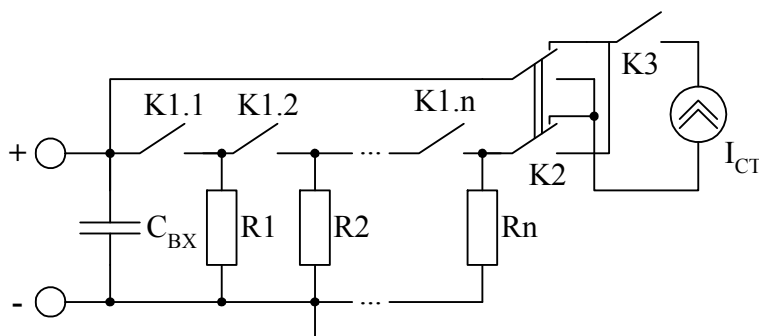


Рис. 4. Схема имитатора аккумулятора с возможностью имитации переполюсовки

На рис. 4 изображена схема имитатора отдельного аккумулятора, позволяющего имитировать все возможные режимы эксплуатации, включая переполюсовку: C_{BX} — емкость для имитации емкостной реакции входного сопротивления БХ; $K1.1 \dots K1.n$ — набор управляемых устройством управления ключей, задающих ток в режиме имитации заряда; $K2$ — ключ, подключающий источник стабилизированного тока при имитации режима переполюсовки аккумулятора; $K3$ — ключ, подключающий источник тока в режимах имитации разряда и переполюсовки.

Для имитации динамических режимов БХ при использовании имитатора необходимо, чтобы устройства имитатора были достаточно быстродействующими, т.е. время собственных переходных процессов в цепях имитатора было хотя бы на порядок меньше длительности переходных процессов в БХ.

Заключение

В заключение следует отметить, что в большинстве случаев для проведения исследований СЭС, в состав которых входят БХ, используются либо макеты БХ [2], либо их масштабные модели [3]. Необходимость в имитаторах, как отмечалось во введении, возникает гораздо реже. Упомянувшийся во введении имитатор БХ, вошедший в состав комплекса КПА прибора автоматического регулирования и контроля СЭС космического аппарата «Микроспутник», в разработке которого один из авторов принимал непосредственное участие, построен по схеме, показанной на рис. 3, в. Более подробное

описание этой аппаратуры планируется в последующих публикациях.

Материалы данной статьи, а также материалы статей, подобных [1], планируется использовать для разработки методик проектирования стендового оборудования, предназначенного для отработки и испытаний узлов СЭС и СЭС в целом наземного базирования (в частности, на основе ветроэлектростанов).

Литература

1. Безручко К. В., Губин С. В. Обзор и анализ имитаторов солнечных батарей// Электротехника. — 1991. — № 3. — С. 52 — 58.
2. Безручко К. В., Туркин И. Б., Шепетов Ю. А. Испытания системы электроснабжения космического аппарата типа «Микроспутник» на аналого-физической модели// Авиационно-космическая техника и технология. — Х., 1998. — С. 291 — 295.
3. Безручко К. В., Туркин И. Б. Исследование способов продления срока службы аккумуляторных батарей в составе космических энергоустановок// Авиационно-космическая техника и технология. — Х., 2000. — Вып. 21. — С. 83 — 87.

Поступила в редакцию 7.04.03.

Рецензенты: д-р техн. наук, ст. научн. сотрудник Лукин В.В., Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»; д-р техн. наук, профессор Кузнецов Б.И., Украинская инженерно-педагогическая академия, г. Харьков.

УДК 629.7.05(075.8)

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ СРЕДНЕМАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА*А.С.Кулик, д-р техн. наук, А.Г.Гордин, канд. техн. наук, В.Ф.Симонов, канд. техн. наук, С.Н.Фирсов**Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ»*

В процессе решения задач синтеза и анализа системы управления самолетом необходимо использовать соответствующие математические модели всех функциональных элементов, в том числе и самого объекта управления. В работе рассматриваются математические модели самолета Ан-140 для продольного и бокового с учетом крена видов движения, характеризующиеся простотой и достаточной точностью. Модели отражают особенности объекта управления, удобны для решения задач синтеза и анализа системы управления и могут рассматриваться как базовые при получении феноменологических моделей иного вида.

* * *

У процесі вирішення задач синтезу і аналізу системи керування літаком необхідно використовувати відповідні математичні моделі всіх її ланок, у тому числі і самого об'єкта керування. В роботі розглядаються математичні моделі літака АН-140 для повздовжнього та бокового з урахуванням крену видів руху, які характеризуються простотою та достатньою точністю. Моделі відображають особливості об'єкта керування, є зручними для вирішення задач синтезу та аналізу систем керування і можуть бути використані як базові для одержання феноменологічних моделей іншого виду.

* * *

It is necessary to use the suitable mathematical models of the all control system elements including the mathematical models of control object as well in the process of the synthesis and the analysis of control system the problems to solve. The mathematical models of the aeroplane AN-140 for the longitudinal and lateral with rolling taking into account motion kinds are elaborated in the article. This models are characterized by the simplicity and the sufficiently accuracy. The models repulse the control object peculiarities and special features, they are convenient for the synthesis and the analysis of control system the problems to solve. This models are considered as the base models in the acquisition of the phenomenological models of the another kinds.

Постановка проблемы. Современный самолет включает в свой состав ряд важных и сложных функциональных систем. Одна из важнейших – система управления движением самолета в пространстве и функционированием всех его агрегатов и подсистем. Основные задачи управления движением самолета, решаемые системой управления, – стабилизация, навигация, наведение. Выделяют три режима (способа) управления движением самолета: ручной (штурвальное управление), полуавтоматический, автоматический. Реализация любого из этих способов предполагает использование в той или иной степени системы управления. На современных самолетах она превратилась из средства, только облегчающего пилоту процесс управления самолетом, в средство, обеспечивающее эффективную эксплуатацию самолета: управление движением в любых условиях, управление двигательной силовой уста-

новкой и другими агрегатами и системами самолета, контроль и диагностирование технического состояния агрегатов и систем, предполетный контроль, жизнеобеспечение и поддержание комфортных условий на борту, автоматическую реализацию экстремальных режимов полета (заход на посадку, посадка, взлет, заход на второй круг и др.), реконфигурацию структур функциональных систем в случае появления неисправности и т.д.

Подобные интегрированные системы управления являются цифровыми и строятся на основе использования бортовых цифровых вычислительных комплексов (БЦВК). С их помощью реализуют алгоритмы решения перечисленных выше задач управления. Разработка и отладка алгоритмов функционирования БЦВК является одной из основных задач проектирования системы управления самолетом.

Эскизное и техническое проектирование цифровых систем управления самолетом связаны с решением сложных научно-технических задач, к которым в первую очередь можно отнести:

- выбор и систематизацию общих принципов и концепций формирования цифровых систем управления;

- разработку моделей самолета как глобального объекта управления и его функциональных агрегатов;

- исследование динамических свойств самолета как объекта автоматического управления (ОАУ);

- выбор стратегий управления;

- разработку структуры контуров управления;

- исследование новых принципов построения бортовых пилотажно-навигационных комплексов и систем индикации информации;

- исследование влияния квантования по времени и уровню на динамику объекта и синтез законов управления, реализуемых с помощью БЦВК;

- исследование характеристик системы управления для широкого диапазона режимов полета самолета.

Под ОАУ будем понимать подсистему сформированную таким образом, что выполняется три условия:

- 1) на ОАУ можно воздействовать с помощью сигналов управления;

- 2) сигнал управления позволяет переводить ОАУ из одного состояния в другое за конечное время;

- 3) переход ОАУ из одного состояния в другое можно оценивать с помощью измерений.

Решение практически всех перечисленных задач анализа и синтеза систем управления основано на широком использовании математических моделей самолета как объекта управления, его агрегатов (двигателей силовой установки, проводки управления и т.д.), а также элементов системы (приводов, измерительных устройств и т.д.). Разработка моде-

лей самолета как ОАУ и исследование его динамических свойств являются важными этапами процесса проектирования системы управления.

В общетеоретической постановке разработка моделей объекта управления как физической динамической системы – одна из классических задач аналитической механики и управления [1-5]. В подобных задачах в качестве объекта рассматривается твердое тело в трехмерном пространстве, а математическое описание его состояния не удовлетворяет требованиям, предъявляемым к моделям летательных аппаратов в прикладных задачах синтеза и анализа систем. Однако приемы и методы классических задач механики весьма полезны, а иногда – необходимы в приложениях.

В задачах анализа и синтеза систем управления летательными аппаратами формирование моделей последних должно выполняться с учетом всех их признаков, особенностей, первичных характеристик, типов режимов полета, видов движения и свойств исполнительных и измерительных устройств. Кроме того, на различных этапах проектирования целесообразно использовать различные модели объекта, отличающиеся сложностью, степенью детализации и адекватности, размерностью и т.д. Поэтому формирование системы математических моделей самолета как ОАУ является самостоятельной и неоднозначной задачей.

Анализ исследований и публикаций. В работах [6-10] приведены различных видов модели летательных аппаратов, характеризующиеся следующими недостатками:

- низкая степень детализации описываемых динамических процессов;

- случайный выбор параметров состояния объекта управления;

- обобщенное представление аэродинамических сил и моментов без учета особенностей аэродинамической схемы самолета;

- отсутствие учета свойств исполнительных и измерительных устройств;

- использование обозначений параметров состояния объекта управления, не предусмотренных соответствующими стандартами;

- несоответствие количества уравнений размерности вектора состояния объекта управления;

- отсутствие четкой методики получения исходных уравнений состояния ОАУ.

Цели и задачи. Указанные недостатки полностью исключают возможность использования известных исходных моделей летательных аппаратов в задаче синтеза и анализа системы управления самолета Ан-140. Задача, поставленная в настоящей статье, формулируется следующим образом: на основе вербальной модели, системы первичных характеристик самолета Ан-140, требований к системе управления его движениям и принципам формализации динамических процессов разработать математические модели синтеза указанного объекта.

Рассматривая самолет как твердое тело и используя в качестве проекционных воздушную и связанную системы координат, опишем пространственное движение объекта с помощью следующей системы уравнений, сформированных на основе второго закона Ньютона и закона изменения момента количества движения:

$$\frac{d\vec{D}}{dt} = \vec{V}; \quad \vec{V} = [X_c \ Y_c \ Z_c]^T; \quad (1)$$

$$m\left(\frac{d\vec{V}}{dt} + \vec{\omega}_a \times \vec{V}\right) = \sum_i \vec{F}_i; \quad \vec{\omega}_a = [\omega_{xa} \ \omega_{ya} \ \omega_{za}]^T; \quad (2)$$

$$\frac{d\vec{L}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{L} = \sum_j \vec{M}_j; \quad \vec{L} = J\vec{\omega}; \quad \vec{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T; \quad (3)$$

$$\frac{dM_{C1}}{dt} = \Omega M_{C1}; \quad \Omega = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix}; \quad (4)$$

$$M_{Ca}(\gamma_a \ \psi_a \ \vartheta_a) = M_{a1}^T(\alpha, \beta) M_{C1}(\gamma \ \psi \ \vartheta), \quad (5)$$

где $\vec{D}$ – вектор дальности центра масс самолета в стартовой системе координат $O_0X_cY_cZ_c$; $\vec{V}$ – вектор

воздушной скорости центра масс самолета; m – масса самолета, сосредоточенная в центре масс; $\vec{\omega}, \vec{\omega}_a$ – векторы абсолютной угловой скорости связанной и воздушной систем координат соответственно; $\sum_i \vec{F}_i$ –

сумма всех сил, приложенных к самолету; $\sum_j \vec{M}_j$ –

сумма всех моментов, приложенных к самолету; $\vec{L}$ – кинетический момент самолета; J – тензор инерции самолета; M_{C1} – матрица направляющих косинусов, описывающая взаимное положение стартовой и связанной систем координат; M_{ca} – матрица направляющих косинусов, описывающая взаимное положение стартовой и воздушной систем координат; M_{a1} – матрица направляющих косинусов, описывающая взаимное положение воздушной и связанной систем координат; γ – угол крена; ψ – угол рыскания; ϑ – угол тангажа; $\gamma_a, \psi_a, \vartheta_a$ – скоростные углы крена, рыскания и тангажа соответственно; α – угол атаки; β – угол скольжения; t – текущее время.

На основе нелинейной модели (1)-(5) с использованием методов линеаризации, декомпозиции и редукции получены линейные упрощенные модели самолета.

Модель продольного движения:

$$\begin{aligned} \frac{dX}{dt} &= AX + BU + MV; \\ Y &= CX + DU; \end{aligned} \quad (6)$$

$$X = [X_1 X_2 X_3 X_4 X_5 X_6]^T; \quad X(t_0) = X_0;$$

$t \in [t_0, t_{KH}]$; $X_1 = \Delta X_C$; $X_2 = \Delta Y_C$; $X_3 = \Delta V$; $X_4 = \Delta \alpha$; $X_5 = \Delta v$; $X_6 = \Delta \dot{v}$; символ « Δ » обозначает вариацию соответствующего параметра состояния самолета.

Матрицы модели (6) и коэффициенты:

A – матрица коэффициентов;

B – матрица входа отражающая свойства исполнительных устройств органов управления;

M – матрица входа по возмущению;

C – матрица измерений отражающая свойства измерительных устройств;

D – матрица обхода;

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & a_{11} & a_{12} & a_{13} & 0 \\ 0 & 0 & a_{21} & a_{22} & a_{23} & 0 \\ 0 & -a_{35} & -a_{31} & -a_{32} & -a_{33} & 0 \\ 0 & a_{45} & a_{41} & a_{42} & a_{43} & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & a_{62} & a_{63} & a_{64} & a_{64} & a_{66} \end{bmatrix}; \quad (7)$$

$$U = [\delta_P \delta_{PB}]^T; \quad V = [F_{XB} F_{YB} M_{ZB}]^T; \quad (8)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ a_3 & 0 \\ -a_4 & 0 \\ 0 & 0 \\ a_6 & a_5 \end{bmatrix}; \quad C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ a'_3 & 0 & 0 \\ 0 & -a'_4 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & a'_6 & a'_5 \end{bmatrix}; \quad (9)$$

$$a_{11} = \cos \vartheta_{aT}; \quad a_{12} = V_T \sin \vartheta_{aT}; \quad a_{13} = -V_T \sin \vartheta_{aT};$$

$$a_{21} = \sin \vartheta_{aT}; \quad a_{22} = -V_T \cos \vartheta_{aT}; \quad a_{23} = V_T \cos \vartheta_{aT};$$

$$a_{31} = -\frac{P^V \cos \alpha_T + X_a^V}{m};$$

$$a_{32} = \frac{P_T \sin \alpha_T - X_a^\alpha - mg \cos \vartheta_{aT}}{m};$$

$$a_{33} = g \cos \vartheta_{aT}; \quad a_{43} = -\frac{g \sin \vartheta_{aT}}{V_T};$$

$$a_{35} = -\frac{P^{Y_C} \cos \alpha_T + X_a^{Y_C}}{m};$$

$$a_{41} = \frac{\dot{\vartheta}_{aT}}{V_T} - \frac{P^V \sin \alpha_T}{m V_T} - \frac{Y_a^V}{m V_T};$$

$$a_{42} = -\frac{P_T \cos \alpha_T - Y_a^\alpha mg \sin \vartheta_{aT}}{m V_T};$$

$$a_{45} = -\frac{P^{Y_C} \sin \alpha_T + Y_a^{Y_C}}{m V_T};$$

$$a_{51} = -\frac{M_Z^V}{I_{ZZ}}; \quad a_{52} = -\frac{M_Z^\alpha}{I_{ZZ}}; \quad a_{52_0} = -\frac{M_Z^{\dot{\alpha}}}{I_{ZZ}};$$

$$a_{53_0} = \frac{\dot{I}_{ZZ} - M_Z^{\omega_Z}}{I_{ZZ}}; \quad a_{55} = -\frac{M_Z^{Y_C}}{I_{ZZ}};$$

$$a_{62} = -(a_{45} a_{52_0} + a_{55}); \quad a_{63} = -(a_{41} a_{52_0} + a_{51});$$

$$a_{64} = -(a_{42} a_{52_0} + a_{52});$$

$$a_{65} = -a_{43} a_{52_0}; \quad a_{66} = -(a_{52_0} + a_{53_0});$$

$$a_3 = \frac{P^{\delta_P} \cos \alpha_T}{m}; \quad a_4 = \frac{P^{\delta_P} \sin \alpha_T}{m V_T}; \quad a_5 = \frac{M_Z^{\delta_{PB}}}{I_{ZZ}};$$

$$a_6 = a_4 a_{52_0}; \quad a'_3 = \frac{1}{m}; \quad a'_4 = \frac{1}{m V_T}; \quad a'_5 = \frac{1}{I_{ZZ}};$$

$$a'_6 = a_{52_0} a'_4; \quad P^V = \frac{\partial P}{\partial M} * \frac{\partial M}{\partial V} \Big|_T = \frac{1}{a_T} P^M;$$

$$P^{\delta_P} = \frac{\partial P}{\partial \delta_P} \Big|_T; \quad P^{Y_C} = \frac{\partial P}{\partial Y_C} \Big|_T; \quad P^M = \frac{\partial P}{\partial M} \Big|_T;$$

$$X_a^V = \frac{1}{a_T} C_{X_a}^M \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} S; \quad X_a^\alpha = C_{X_a}^\alpha \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} S;$$

$$X_a^{Y_C} = C_{X_a}^{Y_C} \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} S; \quad Y_a^V = \frac{1}{a_T} C_{Y_a}^M \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} S;$$

$$Y_a^\alpha = C_{Y_a}^\alpha \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} S; \quad Y_a^{Y_C} = C_{Y_a}^{Y_C} \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} S;$$

$$M_Z^V = \frac{1}{a_T} m_Z^M \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} S l; \quad M_Z^\alpha = m_Z^\alpha \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} S l;$$

$$M_Z^{\dot{\alpha}} = m_Z^{\dot{\alpha}} \frac{b a}{V_T} \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} S l; \quad (10)$$

$$M_Z^{\omega_Z} = m_Z^{\omega_Z} \frac{b a}{V_T} \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} S l;$$

$$M_Z^{Y_C} = m_Z^{Y_C} \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} S l; \quad M_Z^{\delta_{PB}} = m_Z^{\delta_{PB}} \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} S l,$$

где δ_P – управляющее воздействие по тяге двигателя; δ_{PB} – угол отклонения руля высоты; F_{XB} , F_{YB} – возмущающие силы относительно осей OX и OY соответственно; M_{ZB} – возмущающий момент отно-

сительно оси OZ; P – суммарная сила тяги двигательной силовой установки; g – величина вектора ускорения гравитационного поля; M_Z – суммарный аэродинамический момент относительно оси OZ; I_{ZZ} – момент инерции самолета относительно оси OZ; a – скорость звука; S, l – характерная площадь и длина самолета; $\rho(Y_C)$ – плотность воздушной среды; b_a – длина средней аэродинамической хорды крыла; C_{X_a}, C_{Y_a} – коэффициенты аэродинамических сил; m_Z – коэффициент аэродинамического момента относительно оси OZ; индекс «Т» обозначает принадлежность переменной к системе требуемого (опорного) движения.

Модель бокового движения:

$$\frac{dX}{dt} = BX + CU + MV; \quad (11)$$

$$Y = CX + DU;$$

$$X = [X_1 \ X_2 \ X_3 \ X_4 \ X_5 \ X_6]^T;$$

$$X(t_0) = X_0; t \in [t_0, t_{KH}]; X_1 = \Delta\beta; X_2 = \Delta\psi;$$

$$X_3 = \Delta\dot{\psi}; X_4 = \Delta\gamma; X_5 = \Delta\dot{\gamma}; X_6 = \Delta Z_C.$$

Матрицы модели (11) и коэффициенты:

$$B = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & 1 & b_{13} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ B_{21} & B_{22} & B_{22_0} & B_{23} & B_{23_0} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ B_{41} & B_{42} & B_{42_0} & B_{43} & B_{43_0} & 0 \\ b_{31} & b_{32} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad (12)$$

$$U = \begin{bmatrix} \delta_{\Theta} & \delta_{PH} \end{bmatrix}^T; V = \begin{bmatrix} F_{Z_B} & M_{X_B} & M_{Y_B} \end{bmatrix}^T; \quad (13)$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ B_1 & B_2 \\ 0 & 0 \\ B_6 & B_7 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}; D = \begin{bmatrix} -b'_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ B_3 & B_4 & B_5 \\ 0 & 0 & 0 \\ B_8 & B_9 & B_{10} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad (14)$$

$$b_{11} = \frac{g \sin \vartheta_{aT}}{V_T} - \frac{P_T + Z_a^\beta}{m V_T}; b_{12} = -\frac{g \sin \vartheta_{aT}}{V_T};$$

$$b_{13} = \vartheta_{aT} - \frac{g \cos \vartheta_{aT}}{V_T}; b_{21} = -\frac{M_Y^\beta}{I_{YY}}; b_{21_0} = -\frac{M_Y^{\dot{\beta}}}{I_{YY}};$$

$$b_{22_0} = -\frac{M_Y^{\omega_Y}}{I_{YY}}; b_{23_0} = -\frac{M_Y^{\omega_X}}{I_{YY}}; b_{23_{00}} = -\frac{I_{XY}}{I_{YY}};$$

$$b_{31} = V_T; b_{32} = -V_T; b_{41} = -\frac{M_X^\beta}{I_{XX}}; b_{42_{00}} = -\frac{I_{XY}}{I_{XX}};$$

$$b_{42_0} = -\frac{M_X^{\omega_X}}{I_{XX}}; b_{43_0} = -\frac{M_X^{\omega_Y}}{I_{XX}}; b'_1 = \frac{1}{m V_T};$$

$$b_2 = \frac{1}{m V_T}; b'_2 = \frac{1}{I_{YY}}; b_4 = \frac{M_X^{\delta_{\Theta}}}{I_{XX}}; b'_4 = \frac{M_X^{\delta_{PH}}}{I_{XX}};$$

$$b''_4 = \frac{1}{I_{XX}}; B_{21} = \frac{1}{A} (b_{41} b_{23_{00}} - b_{21} - b_{11} b_{21_0});$$

$$B_{22_0} = \frac{1}{A} (b_{42_0} b_{23_{00}} - b_{22_0} - b_{21_0});$$

$$B_{22} = -\frac{1}{A} (b_{12} b_{21_0}); B_{23_0} = \frac{1}{A} (b_{43_0} b_{23_{00}} - b_{23_0});$$

$$B_{23} = -\frac{1}{A} (b_{13} b_{21_0}); B_1 = -\frac{1}{A} (b_4 b_{23_{00}});$$

$$B_2 = \frac{1}{A} (b_2 - b'_4 b_{23_{00}}); B_3 = \frac{1}{A} (b'_1 b_{21_0});$$

$$B_4 = -\frac{1}{A} b''_4 b_{23_{00}}; B_5 = \frac{1}{A} b'_2;$$

$$B_{41} = \frac{1}{A} (-b_{41} + b_{42_{00}} b_{21_0} b_{11} + b_{21} b_{42_{00}});$$

$$B_{42_0} = \frac{1}{A} (-b_{42_0} + b_{42_{00}} b_{21_0} + b_{22_0} b_{42_{00}});$$

$$B_{42} = \frac{1}{A} b_{42_{00}} b_{21_0} b_{12}; B_{42_0} = \frac{1}{A} (-b_{43_0} + b_{23_0} b_{42_{00}});$$

$$B_{43} = \frac{1}{A} b_{42_{00}} b_{21_0} b_{13}; B_6 = \frac{1}{A} b_4;$$

$$B_7 = \frac{1}{A} \left(b'_4 - b_2 b_{4200} \right); B_8 = -\frac{1}{A} b_{4200} b_{210} b'_1;$$

$$B_9 = \frac{1}{A} b''_4; B_{10} = -\frac{1}{A} b'_2 b_{4200}; A = 1 - b_{2300} b_{4200};$$

$$Z_a^\beta = C_{Za}^\beta \frac{\rho(Y_{CT}) V_T^2}{2} S; M_Y^\beta = m_Y^\beta \frac{\rho(Y_C) V_T^2}{2} S;$$

$$M_Y^\beta = m_Y^\beta \frac{\rho(Y_C) V_T^2}{2} S; M_Y^{\omega_X} = m_Y^{\omega_X} \frac{\rho(Y_C) V_T^2}{2} S;$$

$$M_Y^{\omega_Y} = m_Y^{\omega_Y} \frac{\rho(Y_C) V_T^2}{2} S; M_X^\beta = m_X^\beta \frac{\rho(Y_C) V_T^2}{2} S;$$

$$M_X^{\omega_X} = m_X^{\omega_X} \frac{\rho(Y_C) V_T^2}{2} S; M_X^{\omega_Y} = m_X^{\omega_Y} \frac{\rho(Y_C) V_T^2}{2} S;$$

$$M_X^{\delta_{PH}} = m_X^{\delta_{PH}} \frac{\rho(Y_C) V_T^2}{2} S; M_Y^{\delta_{PH}} = m_Y^{\delta_{PH}} \frac{\rho(Y_C) V_T^2}{2} S;$$

$$M_X^{\delta_\beta} = m_X^{\delta_\beta} \frac{\rho(Y_C) V_T^2}{2} S;$$

$$m_Y^{\omega_X} = \left(m_Y^{\alpha^2 \omega_X} \alpha_T^2 + m_Y^{\alpha \omega_X} \alpha_T + m_{Y0}^{\omega_X} \right) \frac{1}{2V_T};$$

$$m_X^{\omega_X} = \left(m_X^{\alpha^2} \alpha_T^2 + m_X^{\alpha} \alpha_T + m_{X0}^{\omega_X} \right) \frac{1}{2V_T};$$

$$m_Y^{\omega_Y} = \left(m_Y^{\alpha^2 \omega_Y} \alpha_T^2 + m_Y^{\alpha \omega_Y} \alpha_T + m_{Y0}^{\omega_Y} \right) \frac{1}{2V_T};$$

$$m_X^{\omega_Y} = \left(m_{X0}^{\omega_Y} + m_X^{\alpha \omega_Y} \alpha_T \right) \frac{1}{2V_T},$$

где δ_β – угол отклонения элеронов; δ_{PH} – угол отклонения руля направления; F_{ZB} – возмущающая сила относительно оси OZ; M_{XB} , M_{YB} – возмущающие моменты относительно осей OX и OY; Z_a – аэродинамическая сила относительно оси OZ; M_X , M_Y – аэродинамические моменты относительно осей OX и OY соответственно; I_{XX} , I_{YY} – моменты инерции самолета относительно осей OX и OY соответственно; C_{Za} – коэффициент боковой аэродинамической силы; m_X , m_Y – коэффициенты аэродинамических моментов относительно осей OX и OY соответственно.

Заклучение

Полученные математические модели описывают продольное и боковое с учетом крена движения самолета. Модели могут использоваться в задачах синтеза и анализа системы управления движением, а также – для исследования динамических свойств самолета как объекта управления. Форма моделей удобна для получения передаточных функций, передаточных матриц и частотных характеристик самолета по различным входным воздействиям (управления и возмущения) и выходным параметрам. В качестве примера можно привести частотные характеристики для каналов продольного и бокового с учетом крена движения самолета (рис.1 - 6). Модели удобны для получения феноменологических моделей различного вида с использованием методов декомпозиции и редукции.

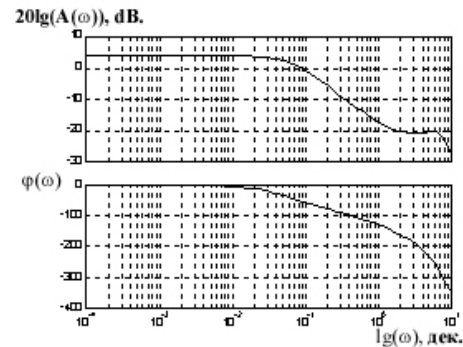


Рис.1 ЛАЧХ и ЛФЧХ $W_{\delta_3}^\beta(s) = \frac{\beta(s)}{\delta_3(s)}$

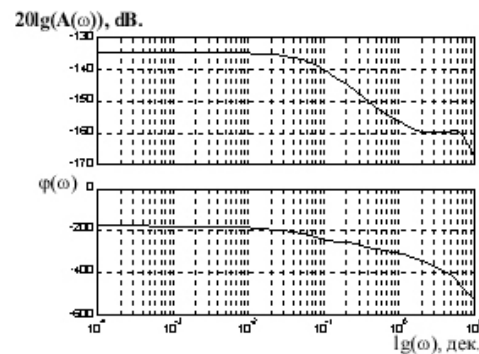


Рис.2 ЛАЧХ и ЛФЧХ $W_{M_x}^\beta(s) = \frac{\beta(s)}{M_x(s)}$

Литература

1. Лурье А.И. Аналитическая механика. – М.: ГИФМЛ, 1961.
2. Крутько П.Д. Обратные задачи динамики управляемых систем. – М.: Наука, 1987.
3. Кулик А.С. Основы моделирования систем. – Харьков, ХАИ, 1998.
4. Дорф Р., Бишоп Р. Современные системы управления. – М.: Лаборатория Базовых Знаний ЮНИМЕДИАСТАЙЛ, 2002.
5. Гордин А.Г. Аэродинамические летательные аппараты как объекты управления. – Харьков, ХАИ, 1996.
6. Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И. Управление полетом самолетов. – М.: Машиностроение, 1980.
7. Гостев В.И., Стеклов В.К. Системы автоматического управления с цифровыми регуляторами. К.: Радиоможтор, 1998.
8. Синяков А.Н., Шаймарданов Ф.А. Системы автоматического управления ЛА и их силовыми установками. – М.: Машиностроение, 1991.
9. Автоматическое управление. Теория. Редактор составитель Е.А. Федосов. – М.: Машиностроение, 2000.
10. Анализ и статистическая динамика систем автоматического управления. Ред. Н.Д. Егупов. – М.: МГТУ им Н.Э. Баумана, 2000.

Поступила в редакцию 18.03.03

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор Кошевой Н.Д., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков; зам. главного конструктора Остапенко В.А., ГНПО «Коммунар», г. Харьков.

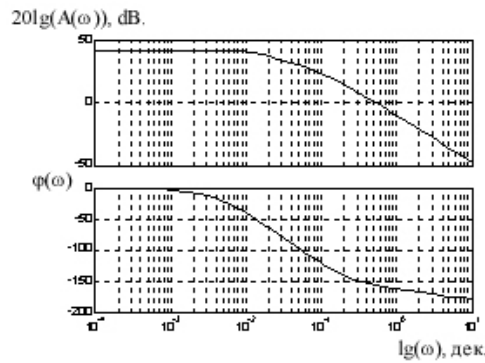


Рис.3 ЛАЧХ и ЛФЧХ $W_{\delta_{PB}}^{Y_c}(s) = \frac{Y_c(s)}{\delta_{PB}(s)}$

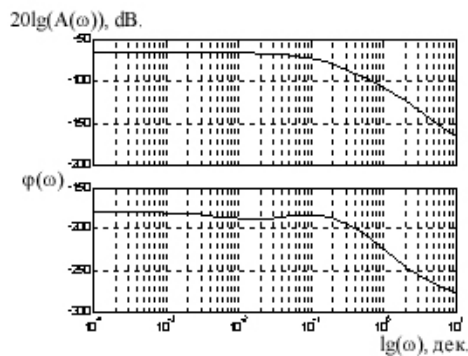


Рис.4 ЛАЧХ и ЛФЧХ $W_{M_z}^{Y_c}(s) = \frac{Y_c(s)}{M_z(s)}$

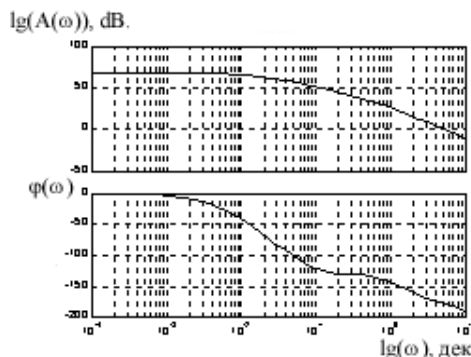


Рис.5 ЛАЧХ и ЛФЧХ $W_{\delta_{PB}}^V(s) = \frac{V(s)}{\delta_{PB}(s)}$

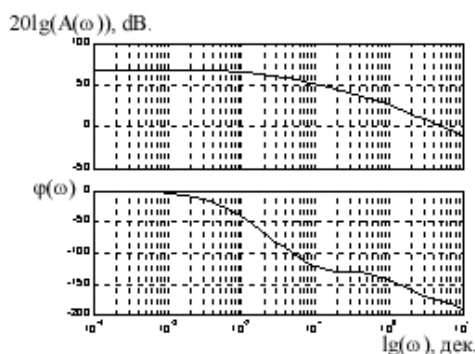


Рис.6 ЛАЧХ и ЛФЧХ $W_{F_z}^V(s) = \frac{V(s)}{F_z(s)}$

УДК 681.5

УПРАВЛЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКИМИ ОБЪЕКТАМИ С КОМПЕНСАТОРАМИ ВОЗМУЩЕНИЙ НА ОСНОВЕ ИТЕРАЦИОННО-ИНВЕРСНЫХ МОДЕЛЕЙ

*В.И. Картунов, канд. техн. наук,**Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

Рассмотрена задача управления динамическим объектом с восстановлением возмущений на основе линейной модели итерационным методом в пространстве состояния. Восстановленные оценки возмущений или неопределенностей объекта использованы далее в формировании управления. Анализируются свойства систем управления с динамическими компенсаторами возмущений в условиях приближения итерационно-инвертируемых моделей к полной инверсии. Приведен пример робастного управления самолетом при стабилизации угла крена с предложенными компенсаторами.

* * *

Розглядається задача керування динамічним об'єктом зі встановленням збурень на основі лінійної моделі ітераційним методом в просторі стану. Відновлені оцінки збурень або невизначеностей об'єкта використовуються в формуванні керування. Аналізуються властивості систем керування з динамічними компенсаторами збурень в умовах наближення ітераційно-інвертованих моделей до повної інверсії. Наведено приклад робастного керування літаком зі стабілізації кута крену із запропонованими компенсаторами.

* * *

The problem of dynamic object control with disturbances restoration on the basis of linear model by iteration solution in state space is considered. Restored estimations of disturbances or uncertainties are used for control further. The properties of control systems with dynamic compensator of disturbances are analyzed under conditions of approximation of iterative inverse models to exact inverse models. The example of robust control with proposed compensators for aircraft stabilization roll is given.

Введение

Идеи создания систем управления (СУ), свойство которых слабо зависели бы при отклонении параметров объекта от номинальных значений, возникали с началом развития теории автоматического управления и оформлялись в различные направления – теорию инвариантных систем, теорию адаптивных систем, теорию робастных систем, теорию интеллектуальных систем и др. Цель управления объектами, подверженных глубоким параметрическим возмущениям, – это достижение близости требуемого выхода к некоторому желаемому выходу или эталонной модели. Исходя из данной цели управления к СУ предъявляют два основных требования – обеспечение динамических показателей управления в отсутствии возмущений и обеспечение требуемого уровня подавления действующих возмущений.

Достижение данной цели связано с необходимостью решения задач управления и создания эффек-

тивных СУ с выполнением современных требований к ним [1]: минимум априорной информации при проектировании и эксплуатации; высокая надежность и ресурс непрерывной работы; минимальное энергопотребление; оптимальность по выбранному критерию; совместимость с верхним уровнем; низкая стоимость.

В настоящее время известно множество направлений в решении задач управления в условиях действия возмущений, когда априорная информация о них практически отсутствует. Но наибольшее распространение получает направление, связанное с восстановлением и компенсацией возмущений. Идея управления нелинейным и нестационарным объектом по качеству как линейного с компенсацией возмущений, излагалась во множестве работ. Однако для существующих методов строгого доказательства компенсации заданного уровня возмущений либо не проводили, либо демонстрировали только на частных примерах. В данной работе приведены результаты возможной компенсации возмущений как разрешимости

получаемых функциональных уравнений.

Рассмотрим основные методы решения задачи управления объектами в условиях неопределенности возмущений, которые исследованы и описаны, но не всегда удовлетворяют современным требованиям.

Методы комбинированного управления. Комбинированные системы в своей основе используют оба принципа управления – управление по возмущению и по отклонению (обратной связи), и реализуются двухконтурными схемами управления. Возможность непосредственного измерения действующего возмущения остается только для внешних, а внутренние или параметрические возмущения, как правило, невозможно измерить в процессе управления. Теоретическим фундаментом комбинированных систем является теория инвариантности, выводы которой используют в построении таких систем. Можно выделить следующие преимущества комбинированных систем [2]: энергетические преимущества при высокой точности регулирования; возможность получения отрицательного коэффициента статизма при глубоком подавлении возмущения; возможность уменьшения мощности элементов контура обратной связи в пять-десять раз. Теоретическое развитие и создание инженерных методик проектирования комбинированных систем дано в [4]. Однако такие системы осуществимы только при непосредственном контроле возмущений, и они имеют ограниченность при параметрических неопределенностях объекта.

Методы обратных задач динамики. Применение эти методы нашли в задачах расчета программного управления для объектов, осуществляющих движение по известной программной траектории [3]. К достоинству этих методов следует отнести слабую чувствительность к изменению параметров и возмущений и высокую динамическую точность. Недостатки – необходимо иметь информацию о структуре и параметрах полной модели; следует измерять производные вектора состояния; компенсировать ограниченный класс сигналов, согласованных с моделью.

Методы инвариантного управления. Развитие теории инвариантности стимулировалось тем фактом, что возмущения в реальных системах не всегда удовлетворяют условию квазистационарности по отношению к динамике замкнутой системы. Методологической основой инвариантного управления неопределенными объектами являются работы Ивахненко А.Г. (1963)[2]. Поскольку достижение абсолютной, или полной инвариантности носит теоретический характер, то в практике возможно достижение частичной инвариантности, инвариантности до ε и селективной инвариантности.

Наиболее разработанными считаются методы управления с полиномиальными моделями возмущений известного порядка. Оценка возмущений в этом случае формируется как оценка расширенного наблюдателя состояния с помощью модели возмущений, представленной полиномиальной функцией из решения дифференциального или разностного уравнения. Наиболее известной работой в данном классе методов считается работа С. Джонсона [10], в которой возмущения описаны как «волновые», но полиномиального типа. Обобщение полиномиальных или регулярных возмущений дано в работах В.С. Кулебакина [5] по теории К(Д)-изображений как способа обеспечения селективной инвариантности СУ. Различные процедуры синтеза компенсационного управления на основе селективной инвариантности изложены в работах Радченко И.Ф. [8], а сравнение робастных регуляторов на основе селективной инвариантности и применение к различным объектам рассмотрено в работе Е.М. Потапенко [7]. Методы селективной инвариантности имеют некоторое сходство с методами управления, использующими внутренние модели, описанные в работе [12]. Однако некоторые методы компенсационного типа реализуются по двухконтурной схеме на основе выполнения требования структурной реализуемости инвариантного управления Б.Н. Петрова (принципа двухканальности). Тем самым эти методы отличаются от методов с внутренней моделью.

Отметим основные достоинства рассматриваемых методов: не требуется полная информация о возмущениях; возможно достижение абсолютной инвариантности, когда возмущения можно считать внешними. Недостатками можно считать то, что инвариантные системы для некоторых схем оказываются негрубыми, а абсолютная инвариантность реализуема в многоконтурных системах.

Методы управления с восстановлением возмущений (компенсационные методы). Множество методов адаптивного и робастного управления в явной или неявной форме содержат модель возмущений, а также явно или неявно восстанавливают возмущения в целях их компенсации по известной схеме “дифференциальная вилка”, предложенной Костюком О.М. и рассмотренной для построения инвариантных систем в [4]. Последние схемы применения “дифференциальной вилки” уже не отражают ее первоначального названия, а скорее наследуют лишь наличие отрицательной и положительной обратной связи в схеме компенсации возмущений. Характерным для схемы компенсации с “дифференциальной вилкой” является наличие сигнала оценки возмущений по отношению к номинальной модели. Связь асимптотического оценивания переменных состояния расширенной модели объекта путем косвенного измерения возмущений показана в работе [6].

Из разнообразия методов восстановления входных сигналов динамических систем выделим класс методов, работоспособных в режиме реального времени или имеющих рекуррентную алгоритмическую форму. Так, в работе [11] исследуется смешанное оценивание – вначале оценивается вектор состояния фильтром Калмана, а затем оценивается возмущение рекуррентным МНК. Методы построения инверсных фильтров (фильтров, восстанавливающих входные сигналы динамической системы) на основе адаптивных или робастных фильтров [6], имеют структурную вырожденность в важном для практики случае, когда число входных равно числу выходных сигналов. Оценивание входных сигналов со вспомогательной моделью, когда подбирается закон управ-

ления моделью по принципу обратной связи так, что сигналы управления моделью становятся близкими к искомым сигналам, различается способами организации обратной связи [12].

Достоинства таких методов: приближение свойств системы управления к комбинированным системам; возможность обеспечения устойчивости к ошибкам в измерении выходного вектора; возможность разделимости задач синтеза регулятора и компенсатора; применимость методов синтеза и анализа для линейных систем. Недостатки: ограниченность оценки по производной компенсируемого возмущения; наличие модели возмущений в расширенных наблюдателях и чувствительность системы к этой модели.

По анализу рассмотренных методов можно сделать следующие выводы:

Не существует универсального метода решения задачи управления в условиях неопределенности возмущений.

Наиболее перспективными считаем методы, которые используют минимальную априорную информацию, хотя качество решения задачи зависит от количества этой информации.

Качество метода управления в условиях неопределенности определяется качеством решения задачи восстановления (оценивания) возмущений. Если метод обеспечит восстановление действующих возмущений, то он обеспечит и достижение цели управления.

Компенсационное управление перспективно вследствие таких причин:

- реализуется по двухконтурной схеме с возможностью разделения контуров по целям управления: внешний – реализует критерий стабилизации, внутренний – критерий компенсации или уменьшения влияния возмущений;
- при разделении целей по контурам управления уменьшается объем синтеза и анализа СУ;
- по имеющейся текущей информации о возмущениях возможно параллельное решение задач контроля и диагностирования;

▪ системы с компенсацией возмущений могут приближаться по качеству к системам с полной инвариантностью.

Применимость методов инвариантного управления определяется возможностью восстановления вектора возмущения как решение обратной задачи для динамических систем – восстановления входного сигнала по известному выходному. Определенное преимущество в этом направлении имеют итерационные методы, реализуемые в пространстве состояния, вследствие свойств саморегуляризации. В данной работе приведены результаты исследования свойств системы управления, построенной по двухконтурной схеме с восстановлением вектора возмущения итерационно-инверсным фильтром [13-15].

Постановка задачи

Предполагаем, что исследуемый объект описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений вида

$$\begin{aligned}\dot{x}_o(t) &= f(x_o(t), u(t), v_o(t), \Theta(t), t), x_o(t_0) = x_o^0, \\ y_o(t) &= g(x_o(t), u(t), v_o(t), \Theta(t), t) + \xi(t),\end{aligned}\quad (1)$$

где $x_o(t)$ – вектор состояния размерности $\dim(x_o) = n_x$; x_o^0 – вектор начального состояния; $y_o(t)$ – вектор выхода размерности $\dim(y_o) = n_y$; $u(t)$ – вектор управления размерности $\dim(u) = n_u$ и $u(t) \in L_2$; $v_o(t)$ – вектор параметров неконтролируемых внешних возмущений размерности $\dim(v_o) = n_v$ и $v_o(t) \in L_2$. Специальные свойства возмущений оговариваются принадлежностью к некоторому подпространству $\Omega_v \subset L_2$ и $v_o(t) \in \Omega_v$; $\Theta(t)$ – вектор параметров, в общем случае нестационарный и ограниченный $\Theta(t) \in \Omega_\Theta$ размерности $\dim(\Theta) = N_\Theta$, а Ω_Θ – область возможных значений параметров; $f(\cdot), g(\cdot)$ – вектор-функции уравнений состояния и выхода, отвечающие условиям единственности решения, а в некоторых отдельных случаях оговариваются дополнительные ограничения, на-

пример условия Липшица и др.; $\xi(t)$ – случайный вектор измерительных помех, который статистически не связан с вектором возмущения.

Предположим, что допустимо представление модели вида (1) в виде номинальной линейной части и некоторого входного сигнала – эквивалентного возмущения функционального типа с ограниченной «мерой» энергии. Данное предположение основывается на идее достижимости номинальной модели, изложенной в работах [16,17]. Тогда систему (1) заменим номинальной возмущенной системой

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= Ax(t) + B_u u(t) + B_v v(t), \\ y(t) &= C^i x(t) + D_u u(t) + D_v v(t) + \xi(t),\end{aligned}\quad (2)$$

где $x(t)$ – вектор состояния размерности $\dim(x) = n_x$; $y(t)$ – вектор выхода размерности $\dim(y) = \dim(y_o) = n_y$; $v(t)$ – вектор эквивалентных возмущений размерности $\dim(v) = n_v^o$, который аккумулирует различные неопределенности внутреннего и внешнего характера; A, B_u, B_v, C, D_u, D_v – матрицы соответствующей размерности.

Степень приближения двух моделей (1) и (2) определяется возможностями оценивания вектора $v(t)$.

Восстановление возмущений итерационно-инверсным методом

Операторная форма итерационного способа восстановления возмущения и соответствующая реализация в пространстве состояния заключаются в следующем.

Представим выход объекта и номинальной модели в операторной форме

$$y(t) = W_i^{y/u} u(t) + W_i^{y/v} v(t) + W_i^{y/x} x_{i0} + \xi(t), \quad (3)$$

$$y_i(t) = W_i^{y/u} u(t) + W_i^{y/v} \hat{v}_0(t) + W_i^{y/x} x_{i0}, \quad (4)$$

где $W_i^{y/u}, W_i^{y/v}$ – линейные динамические операторы номинальной модели по возмущению и управлению, $\hat{v}_0(t)$ – известная начальная оценка вектора возмущения. Запишем для вполне наблюдаемого объекта по номинальной модели (4) выход наблюдателя состояния в операторной форме

$$\hat{y}_0(t) = W_e^{\hat{y}/u}(L)u(t) + W_e^{\hat{y}/y}(L)y(t) + W_e^{\hat{y}/v}(L)\hat{v}_0(t) + W_e^{\hat{y}/x}(L)\hat{x}_0, \quad (5)$$

где $W_e^{\hat{y}/u}(L)$, $W_e^{\hat{y}/y}(L)$, $W_e^{\hat{y}/v}(L)$, $W_e^{\hat{y}/x}(L)$ - операторы наблюдателя состояния, параметризация которых определяется настроечной матрицей L . Вычитая выход объекта (3) и выход наблюдателя состояния (5), запишем следующее уравнение относительно вектора возмущения:

$$\Delta\hat{y}_0(t) = W_e^{\hat{y}/v}(v(t) - \hat{v}_0(t)) + W_e^{\hat{y}/x}\Delta\hat{x}_0 + (I - W_e^{\hat{y}/y})\xi(t), \quad (6)$$

где $\Delta\hat{y}_0(t) = y(t) - \hat{y}_0(t)$, $\Delta\hat{x}_0 = x_0 - \hat{x}_0$. На первом шаге итераций принимаем $\hat{v}_0(t)$ известным и формируем оценку первого шага

$$\hat{v}_1(t) = \hat{v}_0(t) + K_v(y(t) - \hat{y}_0(t)), \quad (7)$$

где $K_v = (W_e^{\hat{y}/v}(0))^+$ - псевдообратная матрица по Муру-Пенроузу статического коэффициента усиления наблюдателя по возмущению (матричный коэффициент сходимости). На втором шаге, используя оценку $\hat{v}_1(t)$ в правой части выражения (7) вместо нулевой, формируем оценку

$$\hat{v}_2(t) = \hat{v}_1(t) + K_v(y(t) - \hat{y}_1(t)).$$

В последующем продолжение процесса осуществляем по итерационной схеме

$$\hat{v}_{j+1}(t) = \hat{v}_j(t) + K_v(y(t) - \hat{y}_j(t)), \quad (8)$$

для которой соответствующие уравнения в пространстве состояния имеют вид

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}}_j(t) &= A\hat{x}_j(t) + L(y(t) - C\hat{x}_j(t) - D_u u_i(t) - \\ &\quad - D_v \hat{v}_j(t)) + B_u u_i(t) + B_v \hat{v}_j(t), \\ \dot{\hat{y}}_j(t) &= C\hat{x}_j(t) + D_u u_i(t) + D_v \hat{v}_j(t), \\ \hat{v}_{j+1}(t) &= \hat{v}_j(t) + K_v(y(t) - \hat{y}_j(t)). \end{aligned} \quad (9)$$

Операторное выражение оценки возмущения

$$\begin{aligned} \hat{v}_{N_j+1}(t) &= \left(I + \sum_{j=1}^{N_j+1} (I - K_v W_e^{\hat{y}/v})^j \right) K_v (W_e^{\hat{y}/v} v(t) + \\ &\quad + W_e^{\hat{y}/x} \Delta\hat{x}_0 + (I - W_e^{\hat{y}/y}) \xi(t) + (I - K_v W_e^{\hat{y}/v})^{N_j+1} \hat{v}_0) \end{aligned}$$

и соответствующее условие сходимости итерационной схемы (9) имеет вид

$$\|I - K_v W_e^{\hat{y}/v}(L)\| = q < 1 \quad (10)$$

как условие сжимаемости операторного отображения.

Необходимым условием существования итерационно-инверсных моделей или существования оценки (9) является выполнение условия сильной наблюдаемости (обнаруживаемости) и $\text{rank}(W_e^{\hat{y}/v}(0)) = n_v$. Достаточным условием является выполнение условия сходимости (10).

Оценка ошибки восстановления возмущения имеет вид

$$\|v(t) - \hat{v}_{j+1}(t)\|_{L_2} \leq q^j e_0 + \frac{1-q^j}{1-q} (e_{x_0} + e_\xi), \quad (11)$$

где оценки ошибок: $e_0 = \|v(t) - \hat{v}_0(t)\|_{L_2}$ - задания начального значения возмущения; $e_{x_0} = \|K_v W_e^{\hat{y}/x} \Delta x_0\|_{L_2}$ - задания начальных условий наблюдателя состояния и возмущения; $e_\xi = \|K_v W_e^{\hat{y}/\xi} \xi(t)\|_{L_2}$ - измерительных помех, а $W_e^{\hat{y}/x}(s) = (sI - A + LC)^{-1}$ - резольвента наблюдателя состояния, $W_e^{\hat{y}/\xi}(s) = I - C(sI - A + LC)^{-1}L$ - матричная передаточная функция по наблюдению.

Оценка (11) позволяет установить следующее:

1) ошибка от задания начального значения оценки возмущения уменьшается с увеличением числа итераций при $q < 1$; 2) ошибка от несовпадения начальных условий наблюдателя состояния и возмущения и объекта убывает со скоростью затухания переходных процессов наблюдателя состояния и возмущения и не зависит от числа итераций; 3) ошибка оценки возмущения от измерительных помех зависит от параметрической настройки наблюдателя состояния и возмущения и числа итераций, которые необходимо, с одной стороны, уменьшать для снижения влияния помех, а с другой стороны, увеличивать - для приближения к инверсному оператору. Таким образом, для определения числа итераций необходимо компромиссное решение.

Синтез компенсаторов возмущений на основе итерационно-инверсных моделях

На основе линейного стационарного наблюдателя Люенбергера структура дискретного итерационно-инверсного фильтра для «правильной» системы принимает следующий вид:

$$\begin{aligned}\hat{x}_j(k+1) &= A\hat{x}_j(k) + B_u u(k) + L(y(k) - C\hat{x}_j(k) - \\ &\quad - D_u u(k) - D_v \hat{v}_j(k)) + B_v \hat{v}_j(k), \\ \hat{v}_{j+1}(k) &= D_v^+(y(k) - C\hat{x}_j(k) - D_u u(k)), \\ \hat{x}_0(0) &= \hat{x}_0, \quad \hat{v}_0(k) = \hat{v}_{N_j}(k-1),\end{aligned}\quad (12)$$

а для «строго правильной» системы соответственно

$$\begin{aligned}\hat{x}_j(k+1) &= A\hat{x}_j(k) + B_u u(k) + L(y(k) - \hat{y}_j(k)) + B_v \hat{v}_j(k), \\ \hat{y}_j(k) &= C\hat{x}_j(k) + D_u u(k) + D_v \hat{v}_j(k), \quad \hat{x}_0(0) = \hat{x}_0, \\ \hat{v}_{j+1}(k) &= \hat{v}_j(k) + K_v(y(k) - \hat{y}_j(k)), \quad \hat{v}_0(k) = \hat{v}_{N_j}(k-1),\end{aligned}\quad (13)$$

для которых дискретные матричные передаточные функции итерационных фильтров имеют вид

$$W_l(z, L) = I - K_v \left(C(zI - A + LC)^{-1} (B_v - LD_v) + D_v \right),$$

$$W_l(z, L) = -(D_v)^+ C(zI - A + LC)^{-1} (B_v - LD_v).$$

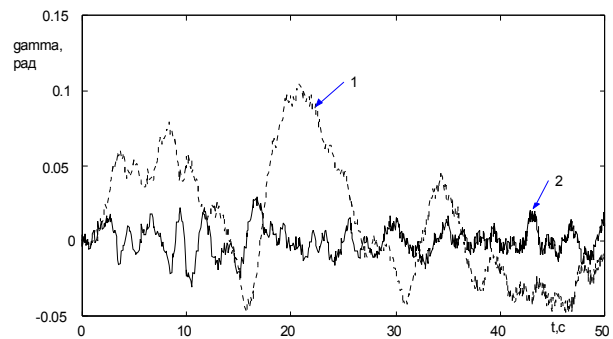
Условие параметризации наблюдателя состояния и возмущения вытекают из условий сходимости итерационного процесса $\|W_l(z, L)\| < 1$, а так же условий стабилизируемости или наблюдаемости [6].

Компенсатор возмущений представляет собой наблюдатель состояния и возмущения вида (12) или (13). Применение таких динамических компенсаторов возможно при управлении нелинейными динамическими системами с неопределенной динамикой. Если нелинейности модели объекта удовлетворяют условиям Липшица и выполняется ограниченность итерационных динамических операторов в некотором диапазоне нелинейной характеристики, то можно гарантировать сходимость оценок возмущения (12) или (13).

Применение динамических компенсаторов в системе угловой стабилизации самолета

В целях сокращения затрат на проектирование и эксплуатацию систем автоматического управления самолетов с сохранением динамических показателей

качества возникает необходимость применения дополнительных контуров на основе динамических компенсаторов эквивалентных возмущений в системах стабилизации углов тангажа и крена. На примере динамики самолета Ан-140 проведен параметрический синтез таких компенсаторов с требуемыми динамическими свойствами и степенью поглощения возмущений. Результаты математического моделирования стабилизации угла крена при полете самолета в турбулентной атмосфере для одноконтурной (со штатным законом ПД-управления) и двухконтурной схемах с динамическим компенсатором возмущений показаны на рисунке.



Стабилизированный угол крена для двух сравниваемых вариантов управления (1 – ПД - закон, 2 – закон управления с динамическим компенсатором)

Результаты моделирования свидетельствуют об эффективности разработанных динамических компенсаторов, которые увеличивают точность стабилизации (в 5-10 раз) не путем увеличения загрузки управляющих органов, а за счет фазовых сдвигов сигналов управления.

Заключение

Рассмотренные компенсаторы возмущений обладают важным свойством – разделимостью в формировании управления для обеспечения динамических показателей замкнутой системы и компенсации возмущений и синтезе законов управления, что упрощает создание алгоритмического и программного обеспечения управляющих ЭВМ. Итерационная схема восстановления возмущения и синтезируемые на этой основе динамические компенсаторы обладают следующими важными свойствами:

- саморегуляризации и соответственно устойчивости измерительным помехам;
- возможностью строгого учета имеющейся разнотипной априорной информации о возмущениях на каждом шаге итераций;
- однородностью алгоритмических реализаций, заключающейся в повторении алгоритмов оценивания для новых значений оценок и соответственно упрощенном построении программного обеспечения.

Применимость таких компенсаторов для нелинейных систем обосновывается возможностью компенсации различий нелинейной и линейной моделей, что позволяет применять методы линейного синтеза анализа для построения систем управления.

Литература

1. Красовский А.А. Наукоеведение и состояние теории процессов управления // *АиТ*.-2000.-№ 4. - С. 3 -19.
2. Ивахненко А.Г. Кибернетические системы с комбинированным управлением. – К.: "Техніка". - 1966. -512 с.
3. Крутько П.Д. Обратные задачи динамики управляемых систем. Нелинейные системы.- М.: Наука, 1988.
4. Зайцев Г.Ф., Стеклов В.К. Комбинированные следящие системы. – К.: Техніка, 1978. - 264 с.
5. Кулебакин В.С. О поведении непрерывно возмущаемых автоматических систем линейных систем // *Докл. АН СССР*. - 1949. Т. 68. -№5. - С. 73 - 79.
6. Костенко Ю.Т., Любчик Л.М. Системы управления с динамическими моделями. –Х.: Основа, 1996. – 212 с..
7. Потапенко Е.М. Синтез и сравнительный анализ компенсаторов пониженного порядка // *Изв. РАН. Теория и системы управления*. - 1998. – №4. – С. 65-74.
8. Радченко И.Ф. Об одном способе оценки возмущений // *Автоматика*. – 1991. -№ 4. -С. 77-82.
9. Ротач В.Я. Об альтернативных положениях теории автоматического управления // *Проблемы управления и информатики*. - 1999. №2. -С.7-14.
10. Джонсон. Теория регуляторов, приспособляющихся к возмущениям // *Фильтрация и стохастическое управление в динамических системах* / Под. ред. К.Т. Леондеса. - М.: Мир, 1980. – 253 с.
11. Tuan P.-C., Fong L.-W. An IMM tracking algorithm with input estimation// *Int. J. Syst. Sci.* 1996. - V. 27. No.7. – P. 629-639.
12. Garsia C.E., Morari M. Internal model control/ A unified review and some new results // *Ind. Eng. Chem. Process Des. and Der.* – 1982. – V.21. №3. – P. 308-323.
13. Кортунюв В.И. Дискретные фильтры восстановления возмущений с заданной степенью асимптотизма // *Системный анализ, управление и информационные технологии*: Вест. Харьк. гос. политехн. ун-та: Сб. науч. тр. - Харьков: ХГПУ, 2000. - Вып.121. - С.118-123.
14. Кортунюв В.И. Восстановление возмущений в динамической системе с заданной точностью // *Системи обробки інформації: Зб. наук. праць*. – Х.: НАНУ, ПАНМ, ХВУ, 2000. - Вип.3(9). - С. 55-60.
15. Кортунюв В.И. Оценивание возмущений в динамических системах на основе итерационно-инверсных моделей // *Системи обробки інформації: Зб. наук. праць*. – Х.: НАНУ, ПАНМ, ХВУ, 2001.- Вип.3(13). - С. 56-60.
16. Кортунюв В.И. Критерии синтеза номинальных моделей // *Радіоелектроніка, інформатика, управління: Науковий журнал*. - Запоріжжя: ЗДТУ, 2001. - № 2. - С.159-163.
17. Кортунюв В.И. Синтез номинальных моделей в задачах управления и наблюдения // *Радиоэлектроника и информатика*. – Х.: ХДТУРЭ, 2002. - № 1. - С. 45-49.

Поступила в редакцию 19.12.02

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор Бодянский Е.В., Харьковский Национальный университет радиоэлектроники, г. Харьков; канд. техн. наук, доцент Успенский В.Б., Национальный технический университет «ХПИ», г. Харьков.

УДК 629.764

УГЛОВЫЕ РАЗВОРОТЫ НЕСИММЕТРИЧНОГО РАЗГОННОГО БЛОКА С НЕПРЕРЫВНО РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

В. А. Батаев¹, д-р техн. наук, О.А. Лученко²

¹ Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»

² Научно-производственное предприятие «Хартрон-Плант»

Решается задача выведения космических аппаратов на различные орбиты с помощью разгонного блока. Приведены алгоритмы формирования управляющих сигналов при комбинированном регулировании на участках программных разворотов.

* * *

Вирішується задача виведення космічних апаратів на різні орбіти за допомогою розгінного блока. Наведено алгоритми формування керуючих сигналів при комбінованому регулюванні на ділянках програмних розворотів.

* * *

The task of launching spacecrafts to different orbits by means of acceleration block is solved. The algorithms for forming the control signals of combined regulation for the lots of programmable maneuvers are presented.

В статье приводятся результаты работ авторов по решению задачи выведения нескольких космических аппаратов (КА) на различные орбиты одной ракетой-носителем (РН). Для этого разгонный блок (РБ, 3-я ступень РН) перед отделением очередного КА должен приобрести дополнительную скорость, что обеспечивается программными переориентациями вектора тяги работающего двигателя. Угловое маневрирование с непрерывно работающим двигателем неизбежно связано с нерациональным расходом топлива через работающий двигатель. В связи с этим необходимо решать следующие задачи:

В процессе последовательного отделения КА РБ становится существенно несимметричным, что проявляется в следующем:

- величины центробежных моментов инерции становятся сравнимыми с величинами осевых моментов инерции;
- центр масс РБ значительно смещается от продольной оси.

Указанная асимметрия РБ приводит к взаимовлиянию каналов стабилизации и к большим возмущающим моментам, определяемым произведением силы тяги двигателя на величину смещения ЦМ от продольной оси.

В целях минимизации энергетических затрат двигательной установки при наборе дополнительной скорости для выведения очередного КА на свою орбиту в статье предлагается следующее:

- комбинированное регулирование программного движения РБ, при котором систематические и программные возмущения регулируются на разомкнутой схеме регулирования, а случайные возмущения – на замкнутой схеме;
- линейное преобразование управляющих сигналов, учитывающее центробежные моменты инерции РБ, для исключения взаимовлияния каналов стабилизации;
- точное прогнозирование приращений скорости ЦМ РБ на участках ускоренных программных разворотов по конечным аналитическим выражениям;
- учет ограничений по углу и угловой скорости поворота управляющих органов при формировании ускоренного программного движения РБ.

Ранее предложенные в статье результаты работы

авторов не публиковались. В научно-технической литературе затронутые в статье вопросы управления несимметричной РБ с непрерывно работающим двигателем практически не освещены. Только в статье [2] рассмотрены вопросы формирования управляющих сигналов системы стабилизации существенно несимметричной второй ступени РН «Энергия».

1. Система дифференциальных уравнений движения разгонного блока

1.1. В настоящей работе используются общеизвестные системы координат:

- первая экваториальная система координат (ПЭСК) $Ox_E y_E z_E$;
- начальная стартовая система координат (НССК) $Nx_0 y_0 z_0$;
- связанная система координат (ССК) $Mx_1 y_1 z_1$;
- программно-связанная система координат (ПССК) $Mx_3 y_3 z_3$;
- базовая система координат (БСК) $Qx_b y_b z_b$.

Определим в НССК три взаимно перпендикулярных орта $\bar{v}_0 = (v_{x0}, v_{y0}, v_{z0})^T$, $\bar{l}_0 = (l_{x0}, l_{y0}, l_{z0})^T$, $\bar{b}_0 = (b_{x0}, b_{y0}, b_{z0})^T$, которые определяют систему координат $Mvlb$.

В системе координат $Mvlb$ определим систему координат $Mvk\eta$, которая определяется матрицей направляющих косинусов

$$\bar{\xi}_l = A_{lk} \cdot \bar{\xi}_k, \quad (1.1)$$

$$A_{lk} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \kappa & \sin \kappa \\ 0 & -\sin \kappa & \cos \kappa \end{bmatrix},$$

где $\bar{\xi}_l$ ($\bar{\xi}_k$) - векторы в проекциях на оси систем координат $Mvlb$ ($Mvk\eta$).

При составлении уравнений движения РБ будем учитывать допущения:

- Земля имеет форму шара с равномерным распределением плотности;

- действующие на РБ аэродинамические силы и моменты пренебрежимо малы;

- массово-инерционные характеристики РБ постоянны.

1.2. Пусть в точке C (рис. 1.1) проведено отделение КА1. Начиная с этого момента времени, когда РБ имеет скорость $\bar{V}_E = (V_{xE}, V_{yE}, V_{zE})^T$ и радиус-вектор $\bar{r}_E = (x_E, y_E, z_E)^T$, решают задачу выведения следующего КА2 в точку K с радиусом-вектором $\bar{r}_{EK} = (x_{EK}, y_{EK}, z_{EK})^T$.

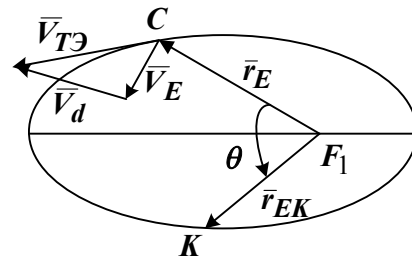


Рис. 1.1. Схема выведения на орбиту космического аппарата

Для этого РБ должен сообщить КА2 дополнительную скорость [1]

$$\bar{V}_d = \bar{V}_{TЭ} - \bar{V}_E, \quad (1.2)$$

$$\bar{V}_{TЭ} = \frac{\sqrt{\mu p}}{r_K r \sin \theta} \left\{ \bar{r}_{EK} - \bar{r}_E \left[1 - \frac{r_K}{p} (1 - \cos \theta) \right] \right\},$$

$$r_K = |\bar{r}_{EK}|, \quad r = |\bar{r}_E|,$$

где p - фокальный параметр эллипса, $\bar{V}_{TЭ}$ - вектор требуемой скорости для перехода из точки C в точку K по эллиптической орбите.

Производная от дополнительной скорости определяется формулой

$$\dot{\bar{V}}_d = -\dot{\bar{W}} - \frac{\partial \bar{V}_{TЭ}}{\partial \bar{r}_E} \bar{V}_d, \quad (1.3)$$

где $\dot{\bar{W}}$ - вектор кажущегося ускорения РБ.

Отметим, что поскольку в процессе выведения модуль вектора дополнительной скорости стремится к нулю, то второе слагаемое в (1.3) также стремится к нулю. Это означает, что на участке траектории РБ

v-направление.

2.2. Взаимное положение осей ПССК $M_{x_3}y_3z_3$ и осей системы координат $Mv\kappa\eta$ показано на рис. 2.1.

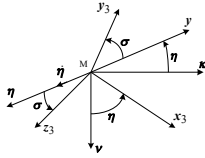


Рис. 2.1. Взаимное положение ПССК и системы координат $Mv\kappa\eta$

Разворот на угол σ вокруг продольной оси РБ необходим для ограничения угла поворота промежуточной рамки относительно внешней рамки гиросtabilизатора.

Графики угловых ускорений соответствующих углам η , σ для участка прямого разворота показаны на рис. 2.2.

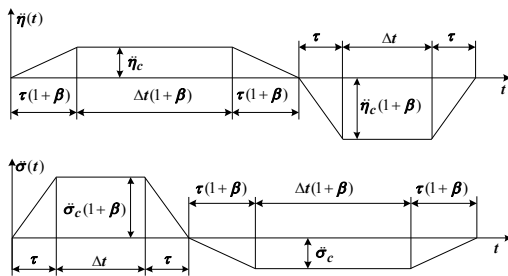


Рис. 2.2. Графики угловых ускорений

Асимметрия угловых ускорений во времени уменьшает углы поворота промежуточной рамки относительно внешней рамки гиросtabilизатора. Из рис. 2.2 следует, что время прямого разворота определяется формулой

$$\Delta t_p = (2\tau + \Delta t)(2 + \beta). \quad (2.3)$$

Углы разворотов η_p , σ_p определяются соотношениями

$$\eta_p = \ddot{\eta}_c C_{\eta\delta} (1 + \beta)(2 + \beta)(\tau^2 + 1,5\tau\Delta t + 0,5\Delta t^2), \quad (2.4)$$

$$\sigma_p = \ddot{\sigma}_c C_{\sigma\delta} (1 + \beta)(2 + \beta)(\tau^2 + 1,5\tau\Delta t + 0,5\Delta t^2).$$

Матрица направляющих косинусов осей ПССК

в системе координат $Mv\kappa\eta$ имеет вид

$$A_{\kappa 3} = \begin{bmatrix} \cos \eta & -\sin \eta \cos \sigma & \sin \eta \sin \sigma \\ \sin \eta & \cos \eta \cos \sigma & -\cos \eta \sin \sigma \\ 0 & \sin \sigma & \cos \sigma \end{bmatrix}. \quad (2.5)$$

2.3. Вектор программного управляющего момента определяется соотношениями

$$\overline{M}_3^{np} = J\dot{\overline{\omega}}_3^{np} + \overline{\omega}_3^{np} \times J\overline{\omega}_3^{np}, \quad (2.6)$$

$$\overline{M}_3^{np} = (M_{x_3}^{np}, M_{y_3}^{np}, M_{z_3}^{np})^T,$$

$$\overline{\omega}_3^{np} = (\omega_{x_3}^{np}, \omega_{y_3}^{np}, \omega_{z_3}^{np})^T = (\dot{\sigma}, \dot{\eta} \sin \sigma, \dot{\eta} \cos \sigma)^T$$

$$\dot{\overline{\omega}}_3^{np} = (\ddot{\sigma}, \ddot{\eta} \sin \sigma, \ddot{\eta} \cos \sigma)^T + (0, \dot{\eta} \dot{\sigma} \cos \sigma, -\dot{\eta} \dot{\sigma} \sin \sigma)^T,$$

$$\delta x_3^{np} = -\frac{M_{x_3}^{np}}{P \cdot r_\phi}, \quad \delta y_3^{np} = \frac{\sqrt{2} M_{y_3}^{np}}{P(x_b^p - x_b^T)}, \quad \delta z_3^{np} = \frac{\sqrt{2} M_{z_3}^{np}}{P(x_b^p - x_b^T)}.$$

Полагая углы δx_3^{np} , δy_3^{np} , δz_3^{np} малыми, можно получить для вектора тяги двигателя в ПССК соотношение

$$\overline{P}_3 \approx \left(-P, \frac{\sqrt{2}}{2} P \delta z_3^{np}, -\frac{\sqrt{2}}{2} P \delta y_3^{np} \right)^T. \quad (2.7)$$

2.4. Проекции вектора кажущегося ускорения на оси системы координат $Mv\kappa\eta$ с учетом (2.5), (2.7) будут иметь вид

$$\dot{W}_v = -P \cos \eta + \Delta \dot{W}_v, \quad (2.8)$$

$$\dot{W}_\kappa = -P \sin \eta + \Delta \dot{W}_\kappa,$$

$$\dot{W}_\eta = \frac{\sqrt{2}}{2} \frac{P}{m} (\sin \sigma \delta z_3^{np} - \cos \sigma \delta y_3^{np}),$$

$$\Delta \dot{W}_v = -\frac{\sqrt{2}}{2} \frac{P}{m} \sin \eta (\cos \sigma \delta z_3^{np} + \sin \sigma \delta y_3^{np}),$$

$$\Delta \dot{W}_\kappa = \frac{\sqrt{2}}{2} \frac{P}{m} \cos \eta (\cos \sigma \delta z_3^{np} + \sin \sigma \delta y_3^{np}).$$

2.5. Для прогнозирования момента начала обратного разворота необходимо получить формулу для приращения кажущейся скорости ЦМ РБ за время разворота из интегралов

$$\Delta W_{кр} = -\frac{P}{m} \int_0^{\Delta t_p} \sin \eta dt + \int_0^{\Delta t_p} \Delta \dot{W}_\kappa dt. \quad (2.9)$$

Второе слагаемое в (2.9) на два порядка меньше первого, поэтому им будем пренебрегать.

При интегрировании первого слагаемого в (2.9) заменим функцию $\sin \eta$ на линейную функцию $K^* \eta$ из условия минимума среднеквадратического отклонения

$$S = \int_0^{\eta_p} (\sin \eta - K^* \eta)^2 d\eta, \quad (2.10)$$

$$\frac{\partial S}{\partial K^*} = 0.$$

Решением уравнения (2.10) будет значение коэффициента

$$K^* = \frac{3(\sin \eta_p - \eta_p \cos \eta_p)}{\eta_p^3}. \quad (2.11)$$

После замены $\sin \eta = K^* \eta$ в первом слагаемом (2.9) и тройного интегрирования функции углового ускорения $\ddot{\eta}(t)$ на рис. 2.2 получим формулу

$$\Delta W_{\text{кр}} = -\frac{P}{m} K^* \frac{\eta_p \Delta t_p}{2 + \beta} \left[1 + \beta \frac{7\tau^2 + 7\tau \Delta t + 2\Delta t^2}{6(7\tau + \Delta t)^2} \right]. \quad (2.12)$$

3. Формирование управляющих сигналов системы стабилизации РБ

3.1. Управляющий сигнал в (1.7) представим в виде суммы

$$\begin{aligned} \bar{\delta} &= \bar{\delta}^c + \bar{\delta}^{\text{np}} + \bar{\delta}^d, \\ \bar{\delta}^c &= (\delta_1^c, \delta_2^c, \delta_3^c, \delta_4^c)^T, \\ \bar{\delta}^{\text{np}} &= (\delta_1^{\text{np}}, \delta_2^{\text{np}}, \delta_3^{\text{np}}, \delta_4^{\text{np}})^T, \\ \bar{\delta}^d &= (\delta_1^d, \delta_2^d, \delta_3^d, \delta_4^d)^T. \end{aligned} \quad (3.1)$$

Статическую часть управляющего сигнала $\bar{\delta}^c$, обеспечивающего компенсацию систематического возмущающего момента $\bar{M}_{cl}$ в (1.7), определим из векторных уравнений

$$PB\bar{\delta}^c + \bar{M}_{cl} = 0, \quad (3.2)$$

$$\delta_1^c = -\varepsilon_{\psi c} - \varepsilon_{\theta c}, \quad (3.3)$$

$$\delta_2^c = \varepsilon_{\psi c} - \varepsilon_{\theta c},$$

$$\delta_3^c = \varepsilon_{\psi c} + \varepsilon_{\theta c},$$

$$\delta_4^c = -\varepsilon_{\psi c} + \varepsilon_{\theta c},$$

$$\varepsilon_{\psi c} = -\frac{\sqrt{2}z_{bc}^T}{x_b^p - x_b^T}, \quad \varepsilon_{\theta c} = \frac{\sqrt{2}y_{bc}^T}{x_b^p - x_b^T}.$$

Управляющее воздействие $\bar{\delta}^{\text{np}}$, обеспечивающее программное угловое движение РБ, определим с учетом (2.6) формулами

$$\delta_1^{\text{np}} = \delta x_3^{\text{np}} - \delta y_3^{\text{np}} - \delta z_3^{\text{np}}, \quad (3.4)$$

$$\delta_2^{\text{np}} = \delta x_3^{\text{np}} + \delta y_3^{\text{np}} - \delta z_3^{\text{np}},$$

$$\delta_3^{\text{np}} = \delta x_3^{\text{np}} + \delta y_3^{\text{np}} + \delta z_3^{\text{np}},$$

$$\delta_4^{\text{np}} = \delta x_3^{\text{np}} - \delta y_3^{\text{np}} + \delta z_3^{\text{np}}.$$

3.2. Уравнение углового движения РБ (1.6) с учетом (2.6), (3.2) будет иметь вид

$$J\Delta\dot{\omega}_1 = PB\bar{\delta}^d + \Delta\bar{M}_1 - \Delta\bar{M}_1^T, \quad (3.5)$$

$$\Delta\dot{\omega}_1 = \dot{\omega}_1 - \dot{\omega}_{\text{np}1},$$

$$\Delta\bar{M}_1^T = \bar{\omega}_1 \times J\bar{\omega}_1 - A_{13}(\bar{\omega}_3^{\text{np}} \times J\bar{\omega}_3^{\text{np}}),$$

где A_{13} - матрица направляющих косинусов осей ПССК в ССК.

В [2] показано, что минимальное значение нормы вектора

$$|\bar{\delta}^d| = \sqrt{(\bar{\delta}^d, \bar{\delta}^d)} \rightarrow \min, \quad (3.6)$$

обеспечивается при

$$\bar{\delta}^d = KA\bar{\varepsilon}_y, \quad (3.7)$$

$$\bar{\varepsilon}_y = (\varepsilon_{\phi y}, \varepsilon_{\psi y}, \varepsilon_{\theta y})^T,$$

$$K = B^+L,$$

$$B^+ = B^T(BB^T)^{-1},$$

$$L = \begin{bmatrix} -r_\phi & 0 & 0 \\ 0 & x_b^p - x_b^T & 0 \\ 0 & 0 & x_b^p - x_b^T \end{bmatrix},$$

$$A = \begin{bmatrix} 1 & \frac{J_{xy}(x_b^p - x_b^T)}{J_y r_\phi} & 0 \\ \frac{J_{xy} r_\phi}{J_x(x_b^p - x_b^T)} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

где B^+ - псевдообратная матрица; $\varepsilon_{\phi y}, \varepsilon_{\psi y}, \varepsilon_{\theta y}$ -

управляющие сигналы в каналах крена, рыскания, тангажа.

3.3. На участках угловых разворотов РБ скорость ЦМ в замкнутой схеме не регулируется. Управляющие сигналы тракта угловой стабилизации формируются следующим образом:

$$\begin{aligned}\varepsilon_{\varphi y} &= K_{\varphi} \varphi + K_{\dot{\varphi}} \dot{\varphi}, \\ \varepsilon_{\psi y} &= K_{\psi} (\psi - \psi_B - \Delta\psi_{np}) + K_{\dot{\psi}} \dot{\psi}, \\ \varepsilon_{\vartheta y} &= K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_B - \Delta\vartheta_{np}) + K_{\dot{\vartheta}} \dot{\vartheta}.\end{aligned}\quad (3.8)$$

Балансировочные углы ψ_B , ϑ_B в (3.8) определяются из условия равенства нулю проекций вектора кажущегося ускорения на оси M_{y_3} , M_{z_3} ПССК при действии систематического момента $\overline{M}_{cl}$ (1.7)

$$\begin{aligned}\psi_B &= \frac{\sqrt{2}}{2} \varepsilon_{\psi c}, \\ \vartheta_B &= \frac{\sqrt{2}}{2} \varepsilon_{\vartheta c}.\end{aligned}\quad (3.9)$$

Программные углы $\Delta\psi_{np}$, $\Delta\vartheta_{np}$ в (3.8) определяются с учетом (2.8) из условия равенства нулю проекции кажущегося ускорения на ось M_{η} из-за действия гироскопического момента на участках программных разворотов

$$\begin{aligned}\Delta\psi_{np} &= \frac{\sqrt{2}}{2} (\sin \sigma \delta z_3^{np} - \cos \sigma \delta y_3^{np}) \cos \sigma, \\ \Delta\vartheta_{np} &= \frac{\sqrt{2}}{2} (\sin \sigma \delta z_3^{np} - \cos \sigma \delta y_3^{np}) \sin \sigma.\end{aligned}\quad (3.10)$$

Заключение

Предложен закон комбинированного регулирования систематических и программных возмущений

по разомкнутой схеме, а случайных возмущений - по замкнутой схеме.

Обеспечивается высокое качество переходных процессов стабилизации на участках угловых разворотов несимметричного разгонного блока.

Литература

1. Бэттин Р. Наведение в космосе. – М.: Машиностроение, 1966. – 447 с.
2. Айзенберг Я. Е., Батаев В. А., Кузьмин А. И. Высокоточная система стабилизации ракеты-носителя асимметричной конфигурации с учетом возможности отказа одного двигателя // Космическая наука и технология. – 1998. Т. 4. № 1. – С. 64–67.
3. Айзенберг Я. Е., Златкин Ю. М., Калногуз А. Н., Батаев В. А., Кузьмин А. И. Управление по углам атаки и скольжения первых ступеней РН // Космическая наука и технология. – 2002. Т. 8. № 1. С. 61–80.

Поступила в редакцию 08.04.03

Рецензенты: д-р техн. наук, ст. научн. сотрудник Лукин В.В., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков; канд. техн. наук, вед. научн. сотрудник Беляев Г.В., ИНЭК, г. Харьков.

УДК 681.5: 62-83

СИНТЕЗ РОБАСТНОГО УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОПРИВОДОМ В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ СТАТИЧЕСКИХ И ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

*И.Ю. Дыбская**Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ»*

Изложен метод управления электроприводом на основе динамического компенсатора возмущений, обеспечивающий стабильные свойства привода в условиях неконтролируемых как внешних возмущений, так и изменений параметров и более высокую точность за счет компенсации неидеальностей привода.

* * *

Викладено метод управління електроприводом на основі динамічного компенсатора збурень, що забезпечує стабільні властивості приводу в умовах неконтрольованих як зовнішніх, так і параметричних збурень і більш високу точність за рахунок компенсації неідеальностей приводу.

* * *

Method for control of electric drive on the basis of dynamic compensator of disturbances is considered. Stability properties of electric drive in the presence of parametric uncertainty and uncontrolled external disturbances are guaranteed. The high accuracy is attained due to compensation of electric drive faultinesses.

1 Введение

Электроприводы широко используют в авиации для автоматизации процессов управления различными объектами. Электропривод является необходимым элементом таких устройств, как привод рулевых органов управления полетом летательных аппаратов, привод радиолокационных станций автоматического сопровождения, привод различных электромеханических установок и т.п. В процессе функционирования электропривод подвергается воздействию возмущений. Наиболее характерными внешними возмущениями являются изменение нагрузки электропривода (момент сопротивления рабочего механизма), нестабильность источников питания, а также воздействия физической среды (температура)[1]. К внутренним возмущениям относятся влияние отдельных элементов системы, возникающие вследствие их несовершенства [2], а именно: момент трения, зазоры, люфты и т.п., их старения, а также неучтенная динамика реального привода в математической модели.

Определение возмущений, действующих на систему, количественная оценка их влияния и выделе-

ние основных представляют собой довольно трудоемкий процесс и требуют наличия достоверных сведений о возмущениях. В зависимости от типа возмущения и степени его влияния на электропривод могут изменяться статические и динамические характеристики электропривода, т.е. имеется неопределенность характеристик привода. В работе [3] решается задача раскрытия неопределенности путем введения робастной обратной связи, исключающей влияние неизвестной, но ограниченной нелинейности и ограниченных параметрических возмущений, и обеспечивающей желаемые характеристики замкнутой системы по быстродействию и точности. Дополнительный сигнал управления формируется на основе метода разрывных проекций, а также использования функции Ляпунова и имеет достаточно сложную реализацию. В целях устранения неопределенности характеристик привода и обеспечения его стабильных свойств в статье предлагается алгоритм управления на основе итерационно-инверсной модели, компенсирующий влияние возмущений, в общем случае сводимое к эквивалентному возмущению.

2 Синтез компенсационного контура управления электропривода

Поскольку реальный электропривод является нелинейной системой, запишем выход электропривода

$$y(t) = W^u N(u(t)), \quad (1)$$

где $y(t)$ - скорость вращения вала; $u(t)$ - сигнал входа (входное напряжение); W^u - оператор линейной динамической части электропривода; $N(u(t))$ - оператор нелинейной статической части.

Введем номинальную линейную модель электропривода

$$y_n(t) = W^u K_n u(t), \quad (2)$$

где статическая часть представлена множителем K_n , а динамические операторы нелинейного объекта (НО) и номинальной модели (НМ) принимаем совпадающими.

Задачей управления является обеспечение

$$\|y(t) - y_n(t)\|_{L_2} \leq \Delta_y \text{ при действии на систему}$$

неконтролируемых возмущений $v(t) \in L_2$.

Представим сигнал управления в виде

$$u(t) = u_n(t) + \Delta u(t),$$

где $u_n(t)$ - сигнал управления по НМ, т.е. основного контура управления; $\Delta u(t) = -W_v(y(t) - \hat{y}(t))$ - сигнал компенсационного управления; W_v - динамический оператор; $\hat{y}(t)$ - оценка выхода объекта, полученная на основе наблюдателя состояния вида $\hat{Y}(t) = W_e^u(s)U(s) + W_e^y(s)Y(s)$ и

$$W_e^u(s) = \frac{B_n(s)}{A_n(s) + L(s)}, W_e^y(s) = \frac{L(s)}{A_n(s) + L(s)}.$$

$W_n(s) = \frac{B_n(s)}{A_n(s)}$ - передаточная функция линейной части (ЛЧ) электропривода, соответствующая номинальной (невозмущенной) модели. Коэффициенты полинома $L(s)$ определяют свойства наблюдателя состояния. Спектр восстанавливаемых возмущений определяется полосой пропускания наблюдателя.

ПФ ЛЧ электропривода с учетом неопределенностей, вызванных в силу различных причин относительно номинальной модели, запишем в виде $W_o(s) = W_n(s) + \Delta W(s)$.

Сигнал компенсационного управления $\Delta u(t) = -\hat{v}(t)$, где $\hat{v}(t)$ - оценка приведенного эквивалентного возмущения, включающего в себя как внутренние, так и внешние возмущения, действующие на электропривод.

Сигнал компенсационного управления в замкнутой системе определяется операторным уравнением

$$(I - W_v W_e^u) \Delta u(t) = W_v (I - W_e^u) * [W^u N(u_n(t) + \Delta u(t)) - W_v W_e^u u_n(t)]. \quad (3)$$

Если система обратима по входу, т.е. $\exists (W_e^u)^{-1}$ и $W_v = (W_e^u)^{-1}$, уравнение (3) упрощается до взаимосвязи статических характеристик

$$N(u_n(t) + \Delta u(t)) - K_n u_n(t) = 0. \quad (4)$$

В случае, если точная инверсия невозможна на всем диапазоне частот, можно ограничиться итеративной инверсией, путем разложения обратного оператора в ряд Неймана и ограничиться конечным числом итераций [4]:

$$W_v \cong (I + (I - \alpha W_e^u) + \dots + (I - \alpha W_e^u)^{N_j}) \alpha,$$

где $\alpha = \frac{A_n(0) + L(0)}{B_n(0)}$ - масштабирующий множитель; N_j - число итераций, определяющих степень астатизма системы по возмущающему воздействию [5].

Коэффициент номинальной модели K_n выбирается из условия энергетической достижимости номинальной модели

$$J(K_n) = \arg \min_{K_n} \|\Delta u(t)\|_{R^{n_u}}^2.$$

Кроме того, сигнал компенсационного управления $\Delta u(t)$ должен быть ограниченным, поскольку $\Delta u(t) = -(W_o)^{-1} [W_o - W_n] u(t)$.

Докажем, что динамическая часть номинальной модели должна соответствовать линейной части НО, т.е. при выборе НМ необходимо учитывать инерционность объекта.

Пусть ПФ ЛЧ НО записывается в виде $W_o(s) = \frac{K_o}{T_o s + 1}$ (упрощенная модель электродвигателя), а ПФ НМ объекта $W_n(s) = K_n$. Оценим выражение $\mu = (W_o)^{-1} [W_o - W_n]$ по норме H_2 , поскольку эту норму можно интерпретировать как мощность выходного сигнала в установившемся состоянии при воздействии на систему “белого шума”:

$$\mu = \left(\frac{K_o}{T_o s + 1} \right)^{-1} \left(\frac{K_o}{T_o s + 1} - K_n \right) = 1 - \frac{K_n}{K_o} (T_o s + 1),$$

$$\|\mu\|_{H_2} = \inf \rightarrow \Delta u(t) = \inf.$$

Сигнал компенсационного управления не ограничен, следовательно, НМ является недостижимой.

Для НМ $W_n(s) = \frac{K_n}{T_n s + 1}$ оценим μ :

$$\mu = \left(\frac{K_o}{T_o s + 1} \right)^{-1} \left(\frac{K_o}{T_o s + 1} - \frac{K_n}{T_n s + 1} \right) = \frac{(K_o T_n - K_n T_o) s + K_o - K_n}{(T_n s + 1) K_o},$$

$$\|\mu\|_{H_2} = c < \infty, \Delta u(t) \in L_2.$$

Сигнал компенсационного управления ограничен, следовательно, НМ является достижимой. В случае, если линейная часть НО описывается ПФ высокого порядка, для выбора номинальной модели можно воспользоваться рекомендациями, приведенными в [6].

3 Экспериментальное исследование робастного управления электроприводом

Для проверки предложенного алгоритма были проведены эксперименты по управлению реальной электромеханической системой (ЭМС), состоящей из усилителя мощности, электродвигателя постоян-

ного тока с независимым возбуждением СЛ-267 и тахогенератора. Экспериментальная статическая характеристика разомкнутой системы показана на рис.1 (график 1).

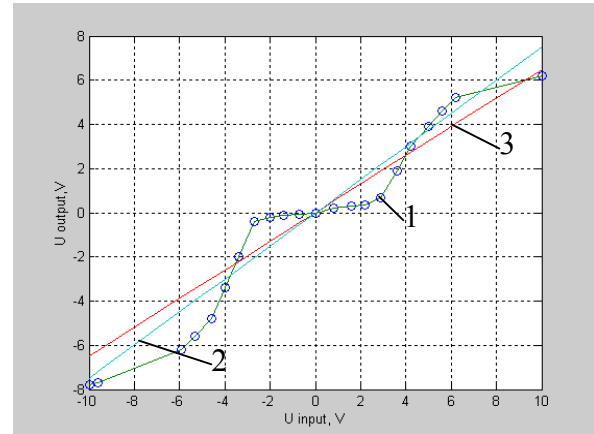


Рис. 1. Статические характеристики ЭМС

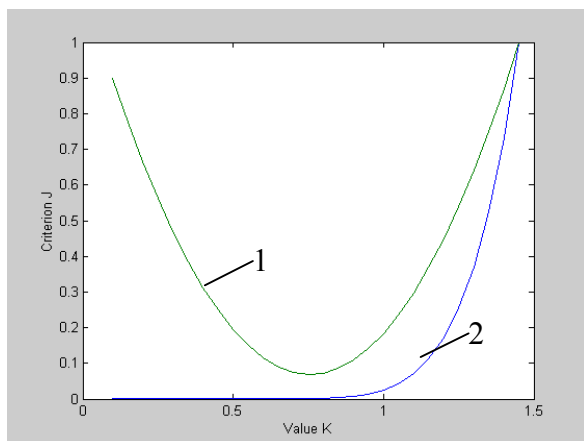
Для получения статического коэффициента номинальной модели аппроксимируем статическую характеристику ЭМС методом наименьших квадратов и по критерию энергетической достижимости. Зависимость критерия $J(K)$ показана на рис.2. График 1 представляет значения критерия $J(K) = |K_n u - y|^2$, график 2 — значения критерия

$$J(K) = \int_{-a}^a [N^{-1}(K_n u) - u]^2 du \text{ энергетической достижимости.}$$

Минимальное значение критерия по методу МНК достигается при $K_n = 0.75$ (график 2 на рис.1), а по критерию достижимости — при $K_n = 0.65$ (график 3 на рис.1). Линейная НМ ЭМС выбрана в виде аperiodического звена с передаточной функцией

$$W_n(s) = \frac{0.65}{0.6s + 1}.$$

Управление осуществляется в режиме реального времени с помощью управляющего компьютера PC AMD K6-2 с тактовой частотой 500 МГц, соединенного с ЭМС посредством платы сопряжения. Передаточные функции динамического компенсатора возмущений (ДКВ) для зна-

Рис. 2. Зависимость критерия J от значения K_n

чения наблюдателя $L=5$ и одной, двух и трех итераций соответственно равны

$$W_v^I(z) = \frac{18.46z - 12.9}{z - 0.3973},$$

$$W_v^{II}(z) = \frac{15z^2 - 19.78z + 6.596}{z^2 - 0.7946z + 0.1578},$$

$$W_v^{III}(z) = \frac{20z^3 - 37.53z^2 + 23.83z - 5.203}{z^3 - 1.192z^2 + 0.4735z - 0.06271}$$

при такте квантования $T_0 = 0.1$ с.

Логарифмические частотные характеристики ДКВ показаны на рис. 3. Графики 1, 2, 3 соответствуют ДКВ с числом итераций $N_j=1,2,3$ соответственно. Переходные процессы модели электромеханической системы при действии нагрузки

$$W_{\text{нагр}}(s) = \frac{1}{0.5s + 1} \text{ с 5-й секунды при входном на-}$$

пряжении $U_{\text{вх}}=4.6$ В показаны на рис.4, а оценка эквивалентного возмущения - на рис.5. Графики 1, 2, 3 соответствуют системе с ДКВ с числом итераций $N_j=1,2,3$ соответственно. Из графиков видно, что с увеличением числа итераций уменьшается время компенсации изменения скорости вращения вала электродвигателя, вызванного действием нагрузки, но в то же время увеличивается перерегулирование процесса. Уменьшить перерегулирование процесса, сохранив минимальное время переходного

процесса, можно за счет дополнительного фильтра низких частот.

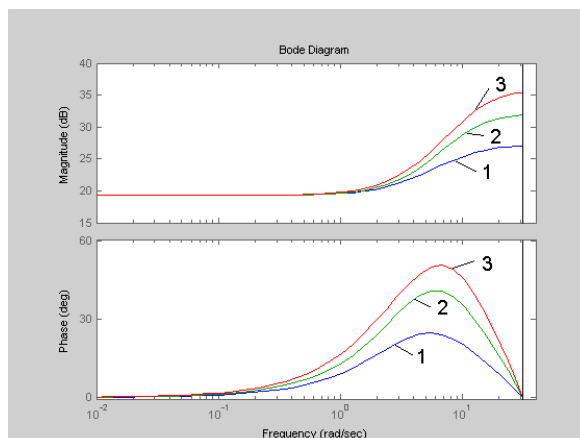


Рис. 3. Логарифмические частотные характеристики динамического компенсатора возмущений

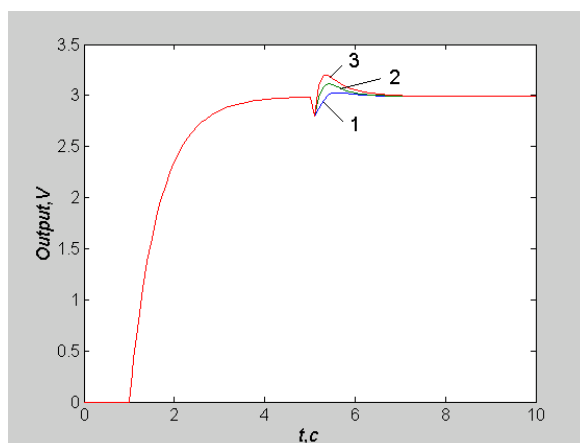


Рис. 4. Переходные процессы модели ЭМС при действии нагрузки

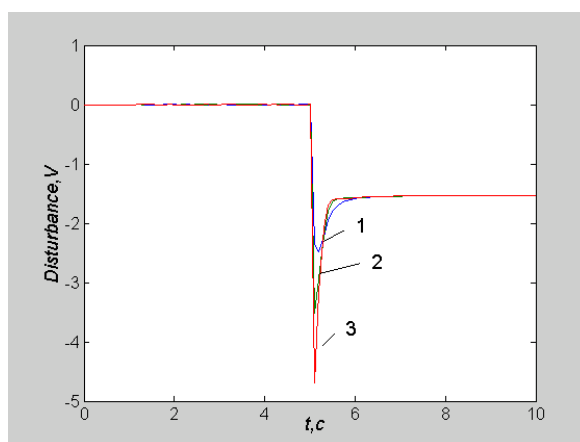


Рис. 5. Оценка эквивалентного возмущения

Переходные процессы при входном напряжении $U_{вх}=2$ В разомкнутой ЭМС без коррекции показан на рис. 6,а, а с коррекцией – на рис.6,б.

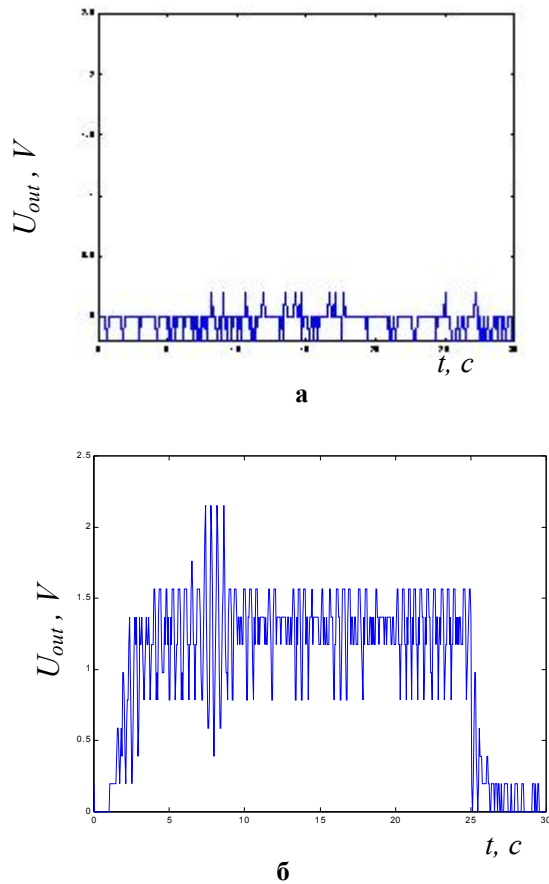


Рис.6. Переходные процессы разомкнутой ЭМС без нагрузки

Без коррекции значение выходного сигнала находится в пределах 0.2 В, что составляет погрешность измерения. Среднее значение выходного сигнала с коррекцией равно 1.3 В, пропорционально входному напряжению с коэффициентом 0.65, т.е. управление осуществляется по линейной НМ.

При исследовании замкнутой САУ угловой скоростью вращения вала электродвигателя возмущающий момент создавался за счет имитатора нагрузки, выполненного на базе генератора СЛ-267. Нагрузка подавалась с 12-й секунды после включения системы, замкнутой ПИ-регулятором и динамическим компенсатором соответственно. Графики

переходных процессов показаны на рис.7,а – с ПИ-регулятором, рис.7,б – с ДКВ.

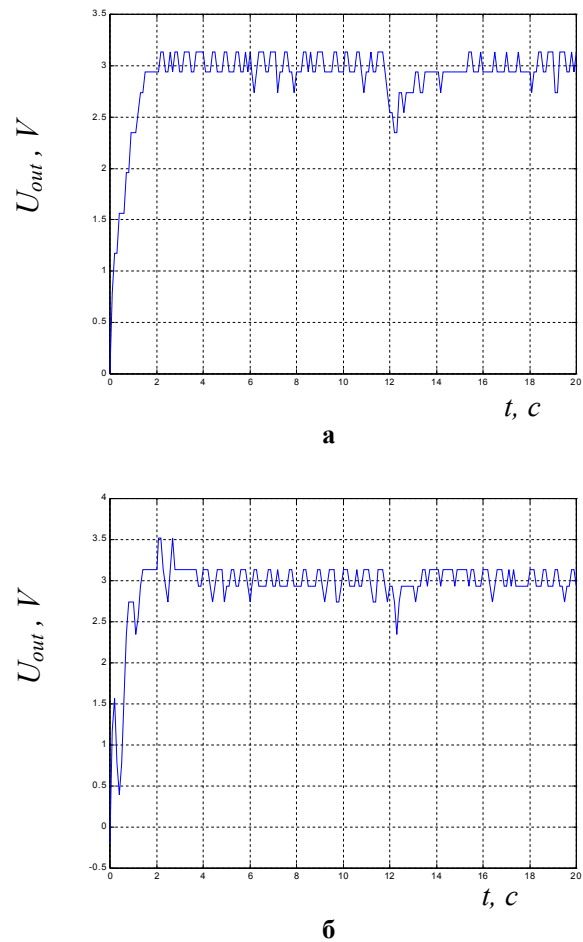


Рис.7. Переходные процессы ЭМС при действии нагрузки

По графикам видно, что система с дополнительным контуром коррекции восстанавливает выходное значение ЭМС, равное выходному значению без нагрузки, в два раза быстрее, чем система, замкнутая ПИ- регулятором, а установившееся значение одинаковое.

4 Заключение

Таким образом, для обеспечения стабильных свойств электропривода в условиях неопределенности статических и динамических характеристик предлагается создание дополнительного контура управления, использующего в качестве компенса-

онного сигнала восстановленное эквивалентное возмущение относительно номинальной модели объекта, сформированной с учетом энергетической достижимости.

Теоретические положения подтверждаются экспериментами, выполненными на реальной ЭМС. По результатам экспериментов можно сделать следующие выводы:

- контур динамической коррекции позволяет компенсировать нелинейность типа «зона нечувствительности» без идентификации величины зоны, что приводит к улучшению точностных характеристик как разомкнутых, так и замкнутых систем;

- в разомкнутой системе при действии возмущающего момента динамический компенсатор возмущений обеспечивает стабильный коэффициент передачи системы вне зависимости от величины нагрузки (речь только может идти об энергетических возможностях компенсации возмущения);

- по сравнению с системой, замкнутой ПИ-регулятором, работающей в режиме с нагрузкой, система с ДКВ компенсирует возмущение быстрее примерно в два раза.

Особенностью алгоритма является быстрая сходимость итерационного процесса благодаря свойству саморегуляризации и возможность управления в реальном масштабе времени с помощью ЭВМ либо микропроцессора.

Дальнейшие исследования предполагают определение требований к ресурсам управляющей ЭВМ, обеспечивающей достаточную точность восстановления эквивалентного возмущения в зависимости от числа итераций.

Литература

1. Ходько С.Т. Проектирование систем управления с нестабильными параметрами.-Л.: Машиностроение, Ленингр. отделение, 1987.-232 с.

2. Менский Б.М. Принцип инвариантности в автоматических системах. - М.:Машиностроение, 1972. - 248 с.

3. Yao B., Tomizuka M. Adaptive robust control of nonlinear systems : effective use of information // IFAC Symp.on System Identification. – 1997. – P. 913-918.

4. Картунов В.И. Восстановление возмущений в динамической системе с заданной точностью // Системи обробки інформації.- Харків: НАНУ, ПАНМ,ХВУ.- 2000.- Вип.3(9). - С. 55-60.

5. Картунов В.И. Дискретные фильтры восстановления возмущений с заданной степенью астатизма // Системный анализ, управление и информационные технологии: Вестник Харьк. гос. политех. ун-та: Сб. науч. тр. – Харьков: ХГПУ, 2000. - Вип.121.-С.118-123.

6. Картунов В.И., Петренко В.И., Дыбская И.Ю. Выбор номинальных моделей на основе свойств достижимости в задачах робастного управления // Системи обробки інформації: Зб. наук. праць. Вип. 2(18). – Харків : НАНУ, ПАНМ, ХВУ, 2002. – С. 177-185.

Поступила в редакцию 04.04.03

Рецензенты: д-р техн. наук, доцент Соколов А.Ю., Национальный аэрокосмический университет “ХАИ”, г. Харьков; канд. техн. наук, профессор Рогачев А.И., Национальный технический университет “ХПИ”, г. Харьков.

УДК 531.7

ТЕОРЕТИЧНІ ОСНОВИ СИНТЕЗУ ТРИКООРДИНАТНИХ ІНФОРМАЦІЙНО-ВИМІРЮВАЛЬНИХ СИСТЕМ МЕХАНІЧНИХ ВЕЛИЧИН

*В.П. Квасніков, канд. техн. наук**Черкаська академія менеджменту*

Розглянуто проблему синтезу трикоординатних інформаційно-вимірювальних систем механічних величин об'єктів із складною просторовою поверхнею. На основі аналізу функціональних задач трикоординатних інформаційно-вимірювальних систем і використання об'єктно-орієнтованого підходу розроблено тривірневу об'єктно-орієнтовану ієрархічну структуру базової системи. Описано математичну модель похибки вимірювання механічних величин. Розроблено нову структурну схему прецизійної трикоординатної інформаційно-вимірювальної системи механічних величин об'єктів із складною просторовою поверхнею.

* * *

Рассмотрена проблема синтеза трехкоординатных информационно-измерительных систем механических величин объектов со сложной пространственной поверхностью. На основе анализа функциональных задач трехкоординатных информационно-измерительных систем и использования объектно-ориентированного подхода разработана трехуровневая объектно-ориентированная иерархическая структура базовой системы. Описана математическая модель погрешности измерения механических величин. Разработана новая структурная схема прецизионной трехкоординатной информационно-измерительной системы механических величин объектов со сложной пространственной поверхностью.

* * *

The problem of synthesis of three-coordinate informational-measuring systems of mechanical sizes of objects with a complex spatial surface is considered. On the basis of the analysis of functional problems of three-coordinate informational-measuring systems and use of the object-oriented approach the three-level object-oriented hierarchical structure of base system is developed. The mathematical model of an error of measurement of mechanical sizes is developed. The new block diagram of precision three-coordinate informational-measuring system of mechanical sizes of objects with a complex spatial surface is developed.

Вступ

Сучасні об'єкти інформації являють собою багатовимірні системи, стан яких характеризується великим числом різних параметрів.

При керуванні такими об'єктами для контролю та випробування необхідна інформація про їхній стан.

Для багатовимірних систем типовою є ймовірнісна залежність між параметрами, а також між значеннями кожного параметра в різні моменти часу.

Точність вимірювання геометричних розмірів об'єктів за допомогою трикоординатної ІВС обмежена постійно діючими випадковими завадами, характер яких істотно залежить від умов роботи вимірювальної системи та місця її розташування. Для ІВС, вбудованих у гнучкі виробничі системи, як випадкові збурення в першу чергу виступають температура, вібрація, шуми, вологість і т.ін. Зовнішні випадкові збурення, викликаючи флуктуації чутли-

вого елемента вимірювальної системи, формують випадкові похибки, значення яких можуть бути визначені шляхом статистичного опису відхилення від геометричних розмірів об'єкта як динамічної системи.

1 Формулювання проблеми

Аналіз останніх досліджень і публікацій свідчить про те, що теорія побудови трикоординатних ІВС механічних величин не розроблена. Існуючі структури побудови координатно-вимірювальних машин (КВМ) базуються тільки на вимірюванні координат точок об'єкта з наступною обробкою інформації від каліброваних датчиків з апіорі відомими і незмінними спектральними характеристиками [1,2]. Однак порушення вказаних умов, а також дія дестабілізуючих факторів і неадекватність параметрів оптимальної фільтрації Калмана призводять до розходжен-

ня при тривалій роботі системи керування КВМ [3,4].

Мета даної роботи полягає у розробці наукових основ синтезу, що використовується для побудови трикоординатних інформаційно-вимірювальних систем механічних величин, для отримання інформації про стан інтелектуальної системи, а також для синтезу математичної моделі системи та методу її використання.

При статистичному описі трикоординатної ІВС з чутливим елементом динамічного типу виходять із припущення, що зовнішні випадкові збурення можуть бути представлені у вигляді корельованого гауссова шуму, вплив якого на динамічну систему адекватно описується за допомогою рівняння Фоккера – Планка.

Реальні спектри випадкових збурень для вимірювальних систем як у цеховому, так і в лабораторному виконанні найчастіше відрізняються від спектра білого шуму, залишаючись у той же час гауссовим випадковим процесом. Тому для адекватного статистичного опису ІВС необхідно розробити таку процедуру, що дозволила б визначати її випадкові похибки з урахуванням реального спектра зовнішніх збурень. Крім того, вказаний статистичний опис повинен дозволити знайти аналітичні вирази для дисперсії випадкових коливань чутливого елемента системи, як враховують реальний вид спектра зовнішніх збурень, що, у свою чергу, забезпечує можливість проведення оптимізації параметрів первинного перетворювача з метою зменшення рівня його випадкових похибок.

Сучасний етап розвитку приладобудування характеризується принципово новим підходом до проектування високоточних інформаційно-вимірювальних систем механічних величин. Концепція нового підходу полягає в тому, що трикоординатна ІВС повинна проектуватися як єдине ціле. Необхідність такого підходу диктується двома основними причинами: перша – можливістю реалізації на сучасному

етапі розвитку приладобудування ідеї глибокої інтеграції, обумовленої в першу чергу появою обчислювальних машин нового покоління з великою продуктивністю; друга – зменшення дії дестабілізуючих факторів різної природи та введення автоматичної корекції при вимірюванні геометричних розмірів деталей.

2 Розв'язання проблеми

Даний напрямок досліджень орієнтований на створення інтелектуальних систем керування, як функціонують в умовах неповної, неточної та швидкозмінної інформації, що базується на методах самонастроювання, самоорганізації та самонавчання.

Широко використовувані в приладобудуванні методи структурного, алгоритмічного чи функціонального проектування дозволяють одержати моделі, як відповідають всім ознакам добре організованих систем. Однак методи проектування, основані на алгоритмічній декомпозиції, не мають механізмів, які відбивали б спільність поведінки і структур виділених абстракцій. При проектуванні таких складних систем, як трикоординатні ІВС механічних величин, дане обмеження стає істотним недоліком цього методу.

При проектуванні сучасних автоматизованих засобів вимірювання виконується системний аналіз задач, розв'язуваних трикоординатними ІВС, і здійснюється декомпозиція цих задач за тими чи іншими ознаками з наступним узагальненням складових функціональних компонентів у різні багаторівневі об'єднання задач на основі систематизації, упорядкування й уніфікації, організації раціональних зв'язків, застосування модульно-ієрархічної методології.

При системному аналізі задач у першу чергу виділяємо задачі цільового призначення, що є основним змістом при механічних вимірюваннях об'єктів зі складними просторовими поверхнями.

Створення комп'ютерно-інтегрованої структури керування вимірювальним комплексом неперервно-

го типу орієнтовано на поліпшення техніко-економічних показників: збільшення випуску трикоординатних інформаційно-вимірювальних систем (ТІВС); підтримка оптимального режиму роботи; координація роботи підсистем; прийняття рішень в умовах невизначеності. При цьому передбачається: збільшення підсилення взаємозв'язку оператора-метролога в рамках гнучких мереж з динамічним обміном інформації та користувача на рівні виробництва як складної технічної системи; інтенсифікація роботи автоматизованого вимірювання системи, інтелектуалізація системи керування, створення автоматизованих вимірювальних комплексів і надання їм властивостей відкритості та адаптації до змін в умовах роботи.

Різноманітність вимірювальних поверхонь і траєкторій робочих органів залежить від формоутво-

рюючих можливостей трикоординатної ІВС.

У загальному випадку під комп'ютерно-інтегрованою структурою ТІВС розуміють багаторівневу інтегровану систему, в якій виділяють ієрархічні рівні керування вимірювальною головкою, поворотним столом і лінійними двигунами з газовим змащенням.

На основі аналізу функціональних задач трикоординатних ІВС і використання об'єктно-орієнтованого підходу [3, 4] розроблено об'єктно-орієнтовану структуру базової трикоординатної ІВС, що показано на рис.1.

Перший рівень ієрархії об'єктно-орієнтованої ієрархічної структури ТІВС механічних величин являє собою складний об'єкт ТІВС у цілому.



Рис.1. Об'єктно-орієнтована ієрархічна структура ТІВС механічних величин

Другий рівень ієрархії поєднує такі об'єкти: інформаційно-керуючу систему ТІВС; систему траєкторного керування; систему керування вимірювальною головкою; систему контролю, діагностики і реєстрації даних.

Третій рівень ієрархії включає в себе систему керування модельними режимами, систему підготовки до

вимірювань, до яких входять засоби юстирування та введення даних.

В інформаційно-керуючу систему входять інформаційно-керуюче поле, що включає в себе еталонну зразкову систему, система керування режимами роботи й інтегрована експертна система інтелектуальної підтримки процесу вимірювання.

Вихідними даними для проектування ТІВС є задана номенклатура вимірюваних об'єктів і вимог до точності їхнього вимірювання. Після синтезу декількох варіантів структури ТІВС для вимірювання множини поверхонь, що відповідає заданій множині деталей, з них варто відібрати такі, котрі забезпечують необхідну точність і швидкодію при найкращих економічних показниках.

Похибки вимірювання визначаються такою залежністю:

$$\begin{aligned}\vec{\Delta r}_0 &= \sum_{i=0} A_{0i} \delta A_i A_{ij} \vec{r}_l; \\ \delta_1 &= \sum_{j=1}^m \left(\frac{\partial f_1}{\partial q_j} \right) \delta q_j; \\ &\vdots \\ \delta_L &= \sum_{j=1}^m \left(\frac{\partial f_L}{\partial q_j} \right) \delta q_j\end{aligned}$$

де $\vec{\Delta r}_0$ – векторна похибка положення точки вимірюваної поверхні з радіусом-вектором $\vec{r}_0$; A_{0i} , A_{il} – матриці перетворень координат від 0-го до i -го і від i -го до l -го ланцюга механічної частини відповідно, δA_i – варіація вектора $A_{il} \vec{r}_l$; $\vec{r}_l$ – радіус-вектор вимірювальної головки; $f_1 \dots f_L$ – рівняння зв'язків; L – число зв'язків; $q_j = (j = \overline{1, m})$ – змінні, що входять в матрицю A_{Σ} ; δq_j – варіація змінних q_j ; $\delta_1 \dots \delta_L$ – похибки зв'язків. Варіація δA_i може бути представлена у вигляді суми трьох матриць

$$\delta A = \delta_{\text{деф}} + \delta_{\text{нов}} + \delta_{\text{пер}},$$

де $\delta_{\text{деф}}$ – матриця деформації, $\delta_{\text{нов}}$ – матриця чистого повороту, $\delta_{\text{пер}}$ – матриця чистого переносу.

На стадії проектування необхідно враховувати вплив усіх можливих видів похибок на точність вимірювання і швидкодію. Це дозволяє скласти векторний баланс точності ТІВС у цілому, а на його базі сформулювати вимоги до точності всіх елементів ТІВС, що беруть участь у процесі формоутворення.

Для розрахунку деформацій елементів механічної частини варто ввести в модель точності дію факторів – вага елементів системи, а для розрахунку інших дестабілізуючих факторів слід використовувати відповідні залежності, (наприклад, теплові деформації, коливання і т. ін.).

Оскільки ТІВС, як правило, призначена для вимірювання деякої множини складних поверхонь, то розрахунки виконують для кожної поверхні, після чого з усієї множини отриманих варіантів структури механічної частини вибирають ті, котрі характеризуються мінімальною піддатливістю ланцюгів. Характерною рисою запропонованого методу проектування ТІВС є те, що покладена в основу математична модель точності вимірювання дозволяє розглядати такі способи забезпечення високої точності і швидкодії, як регулювання силових факторів, деформації геометричних параметрів механічної частини, включаючи адаптивне керування.

Алгоритми комплексної обробки інформації будуються на основі розв'язання задач стохастичного оцінювання за допомогою нестационарних адаптивних обчислювально-стійких фільтрів, реалізованих на базі динамічних моделей похибок комплексованої системи, та мають залежно від складу комплексу декілька каналів обробки інформації: один канал комплексування навігаційної системи з датчиками швидкісної і позиційної корекції та канал комплексування систем дестабілізуючих сигналів з датчиками швидкісної та позиційної корекції.

На рис.2 показано синтезовану структурну схему прецизійної трикоординатної ІВС механічних величин.

На рис.2 введено позначення: БД – блок датчиків; ОВ – об'єкт вимірювання; МК-1, МК-2 – відповідно механізм керування вимірювальними головками та поворотним столом; БВІ – блок відображення інформації; БЗС – блок звукової сигналізації; ЗШ – загальна шина; ПЕОМ – персональна електро-

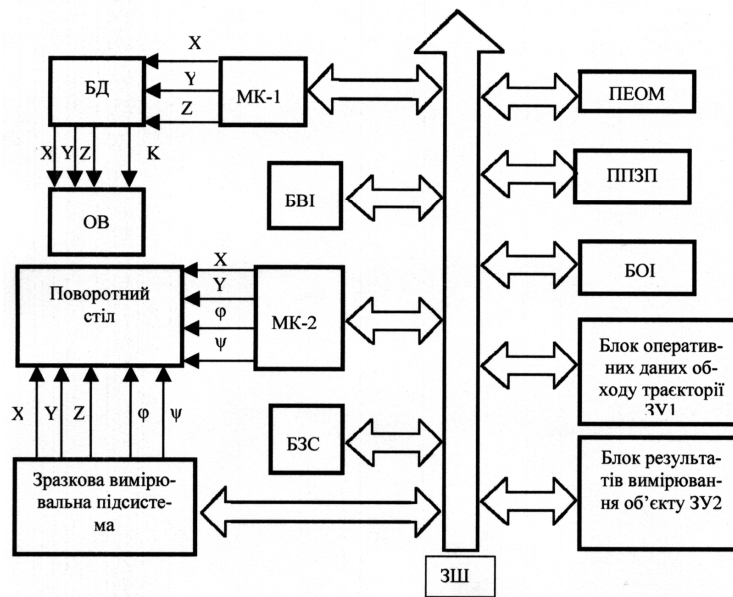


Рис.2. Структурна схема прецизійної трикоординатної ІВС

нно-обчислювальна машина; ППЗП – постійно програмуемый запам'ятовуючий пристрій; ЗУ1, ЗУ2 – відповідно блоки оперативних даних обходу траєкторії та результатів вимірювання; БОІ – блок обробки інформації; $X, Y, Z, \varphi, \psi, X_1, Y_1, \varphi_1, \psi_1$ – координати вимірювальної головки та поворотного столу, відповідно.

Для прецизійних ТІВС при побудові високоефективних алгоритмів обробки інформації розробляється повна математична модель ТІВС і нелінійна модель її похибок. Після цього отримуємо повну лінійну модель похибок трикоординатної ІВС, в рівняннях якої зберігаються всі зв'язки між похибками вхідних параметрів системи та методом імітаційного моделювання, оцінюється якість цієї моделі. В процесі моделювання аналізують динамічні рівняння похибок, здійснюють допустиме їх спрощення і отримують рівняння орієнтовані для реалізації в алгоритмах комплексної обробки інформації.

Висновок

Представлені теоретичні основи синтезу трикоординатної ІВС механічних величин об'єктів із складними просторовими поверхнями. Запропоновано структурну схему прецизійної ТІВС по вимірюван-

ню просторових об'єктів розмірами до $4000 \times 5000 \times 8000$ мм з точністю до 0,1 мкм.

Література

1. Координатные измерительные машины и их применение/Гапшис А.А., Каспарайтис А.Ю., М.Б. Модестов, Раманаускас З.А., Серков Н.А., Чудов В.А. - М.: Машиностроение, 1988. -328 с.
2. Гапшис А.А., Каспарайтис А.Ю. Координатные измерительные машины// *Станкостроение Литвы*. - 1986. - №14. - С.5-11.
3. Дмитриев А.К., Мальцев П.А. *Основы теории построения и контроля сложных систем*. -Л.: Энергоатомиздат, 1988.-340 с.
4. Shin R.G. McKay N.D. Selection of near-minimum time geometric paths robotic manipulators // *IEEE. Trans. Automat. Control*.-1986.-Vol.31.-№6.-P.501-511.
5. Рывкин С.С., Ивановский Р.Н., Костров А.В. *Статистическая оптимизация навигационных систем*. -Л.: Судостроение, 1976.

Поступила в редакцию 07.05.03

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор Быков В.И., Черкасский учебно-консультативный центр Волынского института экономики и менеджмента, г. Черкассы; д-р техн. наук, профессор Аблязов Р.А., Черкасская академия менеджмента, г. Черкассы.

УДК 658.336:004.451

ДИНАМІЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСІВ ФІНАНСУВАННЯ НАУКОВО-ТЕХНІЧНИХ ПРОЕКТІВ

Е.В. Лисенко, д-р техн. наук, О.С. Яшина

Національний аерокосмічний університет ім. М.С. Жуковського «ХАІ»

Розглянуто проблему динамічного моделювання процесів фінансування науково-технічних проектів з позицій аналітичного та імітаційного моделювання. Запропоновано ряд моделей, на основі яких було створено комплексний метод аналізу динаміки фінансування проекту. Описано комп'ютерну систему аналізу динаміки фінансування.

* * *

Рассмотрена проблема динамического моделирования процессов финансирования научно-технических проектов с позиций аналитического и имитационного моделирования. Предложен ряд моделей, на основе которых был создан комплексный метод анализа динамики финансирования проекта. Описана компьютерная система анализа динамики финансирования.

* * *

The problem of scientific and technical projects financing dynamics is examined on analytical and simulation positions. The series of models was offered. On this base the complex method for scientific and technical projects financing dynamics analysis is created. The computer system for financing dynamics analysis is described.

Вступ. Розробка конкурентноспроможної наукомісткої продукції є одним з пріоритетних напрямків діяльності українських підприємств. Цей процес майже завжди проходить в умовах жорстких обмежень щодо термінів і витрат ресурсів. Найбільш перспективною сучасною формою організації робіт зі створення нових технічних систем (ТС) є управління проектами (УП).

Науково-технічним проектам і програмам (НТПП) притаманний високий ступінь невизначеності як проекту в цілому, так і окремих робіт, зумовлений впливом нестабільного зовнішнього середовища, значною мірою новизни окремих робіт і непередбаченими технічними складнощами [1]. Для опису невизначеності використовують імовірнісні мережі та інші моделі імовірнісного характеру.

Однією з найважливіших задач УП є управління обмеженими ресурсами [2]. Навіть за сприятливих економічних умов ресурсні обмеження суттєво впливають на виконання проекту. За умов обмеженого доступу до інвестицій та джерел позикового фінансування навіть тимчасовий дефіцит фінансування може істотно вплинути на виконання проекту. На жаль, більшість існуючих методів УП орієнтована

на стабільну ринкову економіку і не враховує особливостей економіки України.

Витрати ресурсів усіх видів в кінцевому підсумку зводяться до фінансових показників і можуть досліджуватися за допомогою методів фінансового аналізу. Проте широко застосовані в фінансовому менеджменті методи аналізу грошових потоків мають занадто укрупнений характер і абстраговані від особливостей виконання реальних проектів.

Тому розробка моделей та методів прогнозування ходу виконання проекту на основі динамічного моделювання впливу ресурсного та фінансового забезпечення робіт є актуальною науковою задачею.

Постановка задачі. Кожен проект має вхідний та вихідний фінансові потоки. Для опису потоків зручно використовувати *фінансові профілі* — криві у просторі “час – витрати”, що характеризують певний аспект руху грошових коштів. Вихідний грошовий потік будемо характеризувати двома кумулятивними профілями витрат $Z^{EST}(t)$ і $Z^{LST}(t)$, які відображають накопичену до моменту t суму витрат за умов початку робіт відповідно у найбільш ранні та найбільш пізні строки. Вхідний потік характери-

зується кумулятивним профілем надходжень $S(t)$. У загальному випадку $Z^{EST}(t)$, $Z^{LST}(t)$ та $S(t)$ є випадковими процесами. Між фінансовими профілями можуть існувати розбіжності, які будемо називати неузгодженостями. Можна вказати два види неузгодженостей: тимчасово вільні кошти $R(t)$ та дефіцит фінансування $D(t)$.

З кожним із цих видів неузгодженостей пов'язаний набір чинників, що впливають на виконання проекту. Склад цих чинників суттєво залежить від типу проекту. З кожним таким чинником x пов'язана певна величина втрат коштів ΔS^x і часу ΔT^x (у випадку тимчасово вільних коштів ці величини можуть бути негативними). Витрати на виконання проекту збільшуються на величину втрат, зумовлених впливом неузгодженостей.

Задача полягає в моделюванні динаміки фінансування проекту із залученням різних математичних методів. У результаті аналізу необхідно отримати прогноз ходу робіт проекту з урахуванням впливу динаміки фінансування, а також прогноз накопичення втрат, зумовлених різними чинниками, в ході виконання проекту.

Якщо окремі параметри проекту піддані впливу чинників невизначеності, профіль витрат є випадковим процесом. Це потребує залучення досить складного математичного апарату для його аналізу.

Аналіз стохастичного мережного графіку. Найбільш повну інформацію про виконання НТПП можна отримати шляхом аналізу графіку робіт у формі стохастичної мережі. Найбільший інтерес становить знаходження закону розподілу (ЗР) окремих параметрів розробки. Існує декілька аналітичних методів розрахунку імовірнісних характеристик стохастичних мереж, оснований на виявленні типових фрагментів мережі та заміни їх еквівалентними роботами [3]. Майже всі існуючі методи орієнтовані на аналіз тривалості розробки. В нашому випадку треба враховувати не тільки часові, а й вартісні па-

раметри робіт. ЗР процесів витрат типових мережних фрагментів можна оцінити за формулами:

Для послідовної підмережі з n робіт

$$G_I(t, x) = \sum_{i=1}^n p_i(t) F_{Z_i}(t),$$

де $p_i(t)$ – імовірність того, що до моменту t виконано рівно i робіт

$$p_i(t) = F_{T_i}(t) [1 - F_{T_1}(t)], 1 < i < n; p_n = F_{T_n},$$

$F_{T_n}(x)$ – функція розподілу (ФР) загальної тривалості i робіт; визначається шляхом згортки індивідуальних ЗР тривалостей окремих робіт.

Для паралельної підмережі

$$G_{II}(t, x) = \sum_{Q \in P} p_Q(t) F_{Z_Q}(t),$$

де P – множина робіт підмережі; $Q \subseteq P$ – деяка підмножина множини P ; сумування проводиться по всіх можливих підмножинах; $p_Q(t)$ – імовірність того, що до моменту t виконані ті і тільки ті роботи, що входять до множини Q

$$p_Q(t) = \prod_{i \in Q} F_{\tau_i}(t) \cdot \prod_{j \in W} [1 - F_{\tau_j}(t)], W = R \setminus Q,$$

$F_{\tau_i}(t)$ – ФР моменту закінчення роботи i .

Хоча визначення ЗР процесу витрат $G(t, x)$ істотно розширює можливості застосування аналітичних методів до моделювання динаміки фінансування, однак знаходження закону $G(t, x)$ для мережі довільної структури є складною задачею.

Застосування імітаційного моделювання.

Найбільш універсальним методом аналізу стохастичних мережних моделей є імітаційне моделювання. Основа для аналізу – календарний план проекту, переважно у формі сітьового графіку, із зазначенням обсягу витрат в грошовому або натуральному виразі, фінансовий план проекту, а також інформація про додаткові витрати та надходження.

Моделювання починається з побудови фінансових профілів. Слід враховувати залежність між

тривалістю і вартістю робіт. Для цього множина ресурсів R , необхідних для виконання роботи, розбивається на три підмножини: R^I – множина нескладованих основних ресурсів, що безпосередньо впливають на тривалість роботи; R^{II} – множина нескладованих забезпечуючих ресурсів; R^{III} – множина складованих ресурсів.

Тривалість роботи k визначається обсягом виділених основних ресурсів

$$\tau_k = \max \{ \tau_{ki} \}, \quad \tau_{ki} = \frac{q_{ki}}{r_{ki}}, \quad i \in R^I. \quad (1)$$

де q_{ki} , r_{ki} – відповідно потрібний та виділений обсяг ресурсу i -го виду для роботи k .

Витрати на роботу визначаються шляхом сумування витрат ресурсів усіх видів з урахуванням тривалості роботи

$$C_k(\tau) = \tau_k \sum_{i \in R^I} c_i r_{ki} + \tau_k \sum_{j \in R^{II}} c_j r_{kj} + \sum_{m \in R^{III}} c_m r_{km}, \quad (2)$$

де c_i – вартість одиниці ресурсу виду i .

В умовах виникнення неузгодженості плану робіт з його фінансовим забезпеченням на НТПП впливає ряд чинників, які можуть привести до змін у ході проекту. Слід розглянути такі чинники. У випадку наявності тимчасово вільних коштів: можливість прискорення робіт за рахунок залучення додаткових ресурсів, наслідки тимчасового замороження коштів. У випадку дефіциту фінансування: можливість залучення позикового фінансування або наслідки тимчасового призупинення робіт, а саме: наслідки простоїв, наслідки фізичного старіння матеріальних об'єктів, наслідки морального старіння проектних рішень. За кожним чинником необхідно оцінити втрати коштів і часу, а також оцінити їх вплив на параметри робіт [4].

Оцінка впливу інфляції ΔS^{inf} та оцінка вартості позикового фінансування ΔS^{noz} здійснюється загальноживими методами на основі дисконтування.

Більш складними є випадки, коли неузгодженості в фінансуванні змінюють умови виконання робіт і впливають на їхні параметри.

У випадку призупинення (за наявності дефіциту) або форсування проекту (за наявності тимчасово вільних коштів) змінюються параметри окремих робіт. Слід перерахувати тривалості робіт за формулою (1) та їхні вартості за формулою (2). Після цього потрібно перебудувати календарний план шляхом перерахунку сітьового графіка. Витрати фінансових коштів оцінюються як сумарна зміна вартостей робіт, що потрапили на період існування тимчасово вільних коштів або дефіциту

$$\Delta S = \sum_i [C_i(\hat{\tau}_i) - C_i(\tau_i)], \quad (3)$$

де $\tau_i, \hat{\tau}_i$ – запланована та прогнозована тривалість роботи i .

У випадку форсування робіт витрати, оцінені за формулою (3), можуть бути негативними. Це свідчить про можливість економії коштів при скороченні тривалості проекту.

Витрати через фізичне старіння оцінюються на основі норми амортизації або нормативного строку служби матеріальних об'єктів.

Найскладніше оцінити втрати через моральне старіння. Для цього необхідно залучати моделі технічної еволюції, що описують тенденції у зміні характеристик даного виду техніки. Проект описується вектором $\vec{X}$ тактико-технічних характеристик (ТТХ). Новизну та перспективність нового виробу оцінюють шляхом зіставлення його ТТХ з параметрами перспективних виробів, що очікуються на момент завершення розробки. Для їх визначення часто застосовують прогнозування за огинаючими кривими, які, як правило, мають експоненціальну форму $X_i(t) = A + Be^{Ct}$.

Якщо розробка призупиняється, термін її закінчення віддаляється. Це потребує переоцінки технічного рівня проекту, який, очевидно, виявиться ниж-

чим, ніж передбачалося. Внаслідок цього проект може втратити конкурентоспроможність.

Витрати, необхідні для відновлення перспективності проекту, оцінюються за допомогою моделей технічної еволюції $X_i(t)$ та моделей прогнозування витрат на досягнення заданого рівня ТТХ $S(X)$. Як правило, це різного роду регресійні залежності.

Запропоновані часткові моделі були поєднані в єдину імітаційну модель ресурсного та фінансового забезпечення проекту. На основі створеної моделі було розроблено метод прогнозування ходу виконання проекту в умовах заданої динаміки фінансування. Сценарій прогнозування показано на рис. 1.

Запропонований метод прогнозування ходу виконання проекту поширено на стохастичний випадок. Для аналізу проекту в умовах невизначеності застосовується комбінація методів детермінованого аналізу проекту й статистичного моделювання. За допомогою генераторів випадкових чисел будується випадкова реалізація фінансових профілів проекту. Виконується аналіз динаміки фінансування тим самим методом, що й для детермінованих профілів. Моделювання повторюється задану кількість разів. За допомогою статистичних методів визначається найбільш імовірний прогноз ходу проекту і евристичні закони розподілу втрат [5].



Рис. 1. Сценарій прогнозування ходу виконання проекту

Об'єктно-орієнтований аналіз ресурсного та фінансового забезпечення. Модель ресурсних і фінансових потоків НТПП описано з використанням методології об'єктно-орієнтованого моделювання. На рис. 2 показано діаграму класів системи, створену з використанням уніфікованої мови моделювання UML [6]. Центральною ланкою моделі є фінансові профілі. Виділено кілька класів фінансових профілів. *Деталізований профіль* являє собою елементарний фінансовий профіль, що характеризує один з

складників фінансового потоку. *Агрегований профіль* утворюється шляхом об'єднання декількох фінансових профілів. *Кумулятивний профіль* будується на основі якого-небудь фінансового профілю проекту, шляхом підрахунку суми, накопиченої до даного моменту. *Профіль неузгодженостей* являє собою неузгодженості між заданими двома кумулятивними профілями. *Профіль витрат* являє собою процес витрат, обумовлених дією одного з чинників.

Моделювання впливу різних чинників здійснюється за допомогою об'єктів класу *Профіль втрат*. Кожному чиннику відповідає один екземпляр такого

об'єкта, операція побудови якого реалізує процедуру моделювання відповідного чинника (розрахунок втрат і внесення змін до плану робіт).

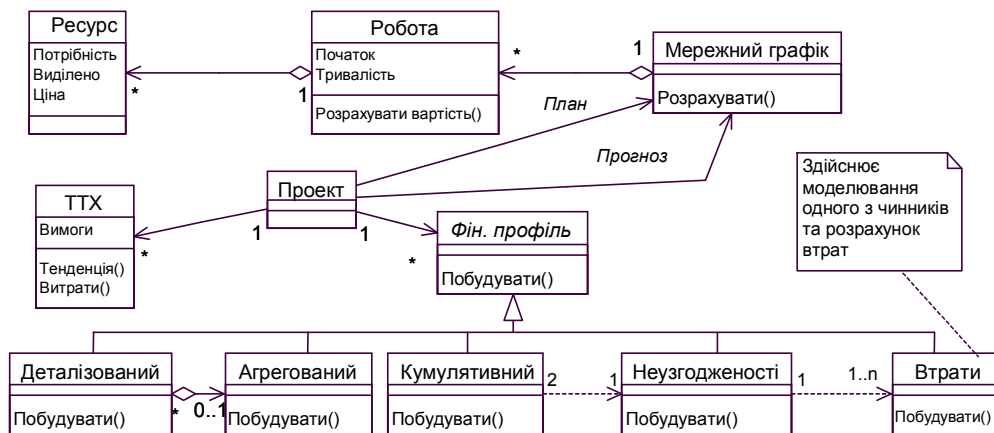


Рис. 2. Об'єктна модель ресурсного та фінансового забезпечення НТПП

Комп'ютерна система аналізу динаміки фінансування НТПП. Запропоновані методи та моделі були реалізовані програмно. Результатом стала комп'ютерна система аналізу динаміки фінансування проекту.

Архітектуру системи розроблено на основі об'єктно-орієнтованого підходу. Система ґрунтується на об'єктній моделі ресурсного та фінансового

забезпечення проекту, яка описана вище.

Застосування системи дозволяє впровадити запропоновані методи аналізу динаміки фінансування в практику УП. Зокрема, з її допомогою було проаналізовано кілька проектів, пов'язаних зі створенням та експлуатацією авіаційної техніки. На рис. 3 показано приклад аналізу проекту створення дистанційно-пілотованого літального апарата.

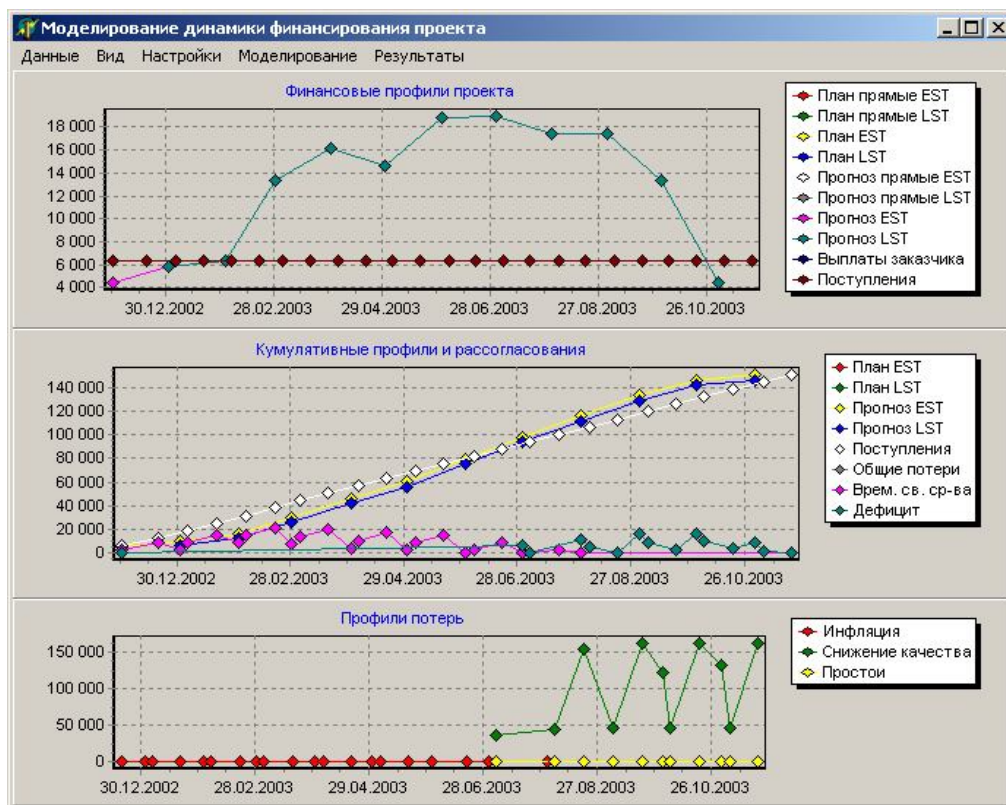


Рис. 3. Приклад аналізу динаміки фінансування проекту

У верхній частині рисунка показано графіки витрат та надходжень. З них видно, що виплати здійснюються рівномірно, в той час як витрати в середині планового періоду значно вищі, ніж на початку та в кінці.

В середній частині рисунка наведено кумулятивні фінансові профілі та профілі неузгодженостей. З них видно, що в першій половині планового періоду існують тимчасово вільні кошти, а в другій – спостерігається дефіцит фінансування.

В нижній частині рисунка показано профілі витрат для кожного з чинників. Було проаналізовано вплив трьох чинників: інфляція, зниження якості й простої. Кожному чиннику відповідає свій профіль витрат. З графіка видно, що проект несе невеликі втрати через інфляцію та простої й досить значні втрати, пов'язані зі зниженням якості, обумовленим фізичним і моральним старінням проектних рішень під час призупинення робіт.

На основі результатів моделювання менеджер може прийняти рішення про доцільність зміни графіка фінансування проекту для запобігання призупиненню робіт.

Висновки

В роботі запропоновано ряд методів аналізу динаміки фінансування НТПП за допомогою аналітичного та імітаційного моделювання. Запропоновано метод аналізу динаміки фінансування проекту на основі імітаційного моделювання. Проаналізовано чинники, що впливають на виконання НТПП в аспекті динаміки фінансування. Запропоновано методи моделювання впливу окремих чинників. Виконання проекту в аспекті динаміки фінансування проаналізовано з позицій об'єктно-орієнтованого підходу. Розроблено комп'ютерну інформаційно-моделюючу систему динамічного аналізу ресурсного та фінансового забезпечення проекту.

Література

1. Автономов В.Н. Создание современной техники: Основы теории и практики. – М.: Машиностроение, 1991. – 304 с.
2. Управление проектами / И.И. Мазур, В.Д. Шапиро и др. Справочное пособие / Под ред. И.И. Мазура и В.Д. Шапиро. – М.: Высш. шк., 2001. – 875 с.
3. Голенко Д.И., Лившиц С.Е., Кеслер С.Ш. Статистическое моделирование в технико-экономических системах (управление разработками). – Л.: ЛГУ, 1977. – 264 с.
4. Луханин М. И., Яшина Е.С., Комаров В.С. Моделирование последствий временной остановки проекта // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – Вип. 21. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т "Харк. авіац. ін-т", 2000. – С. 40 – 45.
5. Дружинин Е.А., Яшина Е.С., Комаров В.С. Моделирование процесса финансирования проекта в условиях воздействия случайных факторов // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – Вип. 24. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т "Харк. авіац. ін-т", 2001. – С. 187 – 194.
6. Буч Г., Рамбо Д., Джекобсон А. Язык UML. Руководство пользователя. – М.: ДМК Пресс, 2001. – 432 с.

Поступила до редакції 08.04.03

Рецензенти: канд. техн. наук, професор Попов В.О., Національний аерокосмічний університет "ХАІ", м. Харків; канд. техн. наук, директор управління надійності та ресурсу Поліщук С.М., ТОВ "Енергоатом Харків проект", м. Харків.

УДК 378.1: 681.3

ПРИМЕНЕНИЕ НОВЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ УПРАВЛЕНИИ АДМИНИСТРАТИВНО-ФИНАНСОВОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬЮ ВУЗА

А.С. Кулик, д-р техн. наук, А.Г. Чухрай, Е.В. Мирная

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ"

Рассмотрены теоретические и практические аспекты разработки информационной системы управления АФД вузов, которые исследованы в университете ХАИ. Предлагаемый в статье концептуальный подход и отдельные практические решения могут быть применены в других вузах Украины.

Розглянуто теоретичні та практичні аспекти розробки інформаційної системи управління АФД вузів, які досліджено в університеті ХАІ. Запропонований у статті концептуальний підхід та окремі практичні рішення можуть бути застосовані в інших вузах України.

The paper "Application of the new information technologies for the control of the high schools administrative-financial activity" after Kulik A., Chukhray A., Mirnaya Y. are dedicated to theoretical and practical aspects of the Information Control System design for the administrative-financial activity of high schools, that has been researched in university "Khai". The concept approach and some practical decisions proposed in the paper should be used in others high schools of Ukraine.

Современные темпы развития нашего общества ставят руководителей в условия, когда от своевременности и обоснованности принимаемых решений зависит не только перспектива развития предприятия или организации, но и его выживание в конкурентной борьбе. Это касается и украинских вузов, которые на данный момент вынуждены решать целый комплекс проблем, связанных, прежде всего, с переходом к многоступенчатой системе образования и адаптацией деятельности вузов к современным требованиям и сложившейся социально-экономической ситуации в стране. Если первая задача касается организации учебного процесса и научной работы, то вторая требует особого внимания к управлению административно-финансовой деятельностью (АФД) вуза.

Многолетний опыт теории и практики управления организационными системами показывает, что для решения этой задачи необходимо искать новые пути и средства, позволяющие руководителям различных уровней принимать своевременные и адекватные решения на основе достоверной инфор-

мации о текущем состоянии и прогнозируемых характеристиках процессов АФД. Необходимость разработки информационных технологий и компьютерных систем управления АФД обоснована тем, что, как показывают психологические исследования, сами руководители в процессе принятия решения пользуются упрощёнными, а иногда и противоречивыми моделями и правилами.

В связи с тем, что функциональная и организационная структуры управления типового вуза имеют свою специфику, отличную от деятельности предприятий производственной и торговой сфер, ещё в 70-80-е гг. в бывшем Советском Союзе велись работы по созданию автоматизированных систем управления высшими учебными заведениями (АСУ ВУЗ) [1]. Вместе с тем, на современном этапе развития системы образования Украины появились новые, нетрадиционные для вузов, проблемы, связанные с необходимостью выживания в сложных условиях смешанного финансирования и несовершенного законодательства.

Имеются современные разработки по автоматизации деятельности вузов и созданию информационных систем управления (ИСУ) за рубежом, но их практически невозможно приспособить к современным украинским вузам. Поэтому разработки подсистем ИСУ ведутся в каждом техническом университете, на факультетах, кафедрах, в административно-хозяйственных подразделениях имеются специализированные компьютерные программы для автоматизации документооборота и решения текущих задач. Такие инструментальные средства реализуются с помощью различного программного обеспечения, что затрудняет интеграцию отдельных подсистем и получение оперативной и достоверной информации руководителями.

Для того, чтобы решить информационные проблемы управления АФД вузов комплексно, необходимо создавать гибкие, открытые для модификации и расширения ИСУ, позволяющие создать единое информационное пространство для различных подразделений АФД с учётом возможности интеграции в систему управления вузом в целом. Целью данной статьи является структурированное изложение основных концептуальных аспектов применения информационных технологий в управлении АФД вузов, которые обеспечат не только предварительную обработку текущей информации и её передачу от нижестоящих звеньев управленческому персоналу, но и очистку, агрегирование данных для принятия решений руководителями. Целесообразность применения предлагаемой ниже концепции будет показана на примере ее внедрения в АФД университета «ХАИ».

Цели создания системы:

- исключение ошибок и обеспечение технологической последовательности передачи данных от нижестоящих звеньев управления АФД к вышестоящим;

- повышение оперативности и достоверности информации, необходимой для управленческого персонала подразделений АФД и ректората;
- обеспечение объективности и математической обоснованности принятия решений по управлению АФД.

Назначение системы. ИСУ предназначена для решения проблем управления АФД вуза на двух взаимосвязанных уровнях:

1) *единое информационное пространство АФД вуза*, состоящее из операционных баз данных, обеспечивающих сбор и хранение текущей информации, и хранилища данных, позволяющего интегрировать унаследованные подсистемы сбора данных и очистить данные для предоставления их на второй уровень;

2) *интеллектуальная поддержка принятия управленческих решений*, основанная на информационных и математических моделях поддержки принятия решений, OLAP-технологии, а также обеспечивающая диалог с лицом, принимающим решения (ЛПР), и визуализацию информации.

Основные функции системы. Для достижения поставленных целей ИСУ должна выполнять следующие функции:

- интеграция территориально-распределённых и неоднородных данных подразделений АФД вуза;
- автоматизированное управление бизнес-процессами АФД вуза;
- формирование и обновление информации в хранилище данных, диагностирование и актуализация агрегированных данных;
- информационное и математическое обеспечение оценки текущего и прогнозируемого состояния приоритетных процессов АФД;
- диалоговая поддержка выбора и оценки управленческих решений, принимаемых руководителями АФД.

Структура системы. Графически структура ИСУ показана на рис.1. Основными компонентами являются:

- подсистема управления бизнес-процессами АФД;
- унаследованные подсистемы;
- хранилище данных;
- подсистема диагностирования и актуализации данных;

– подсистемы поддержки принятия решений руководителей.

На основании описанного концептуального подхода и изученных особенностей административно-хозяйственной деятельности вуза ведутся разработки ИСУ в области АФД университета "ХАИ".

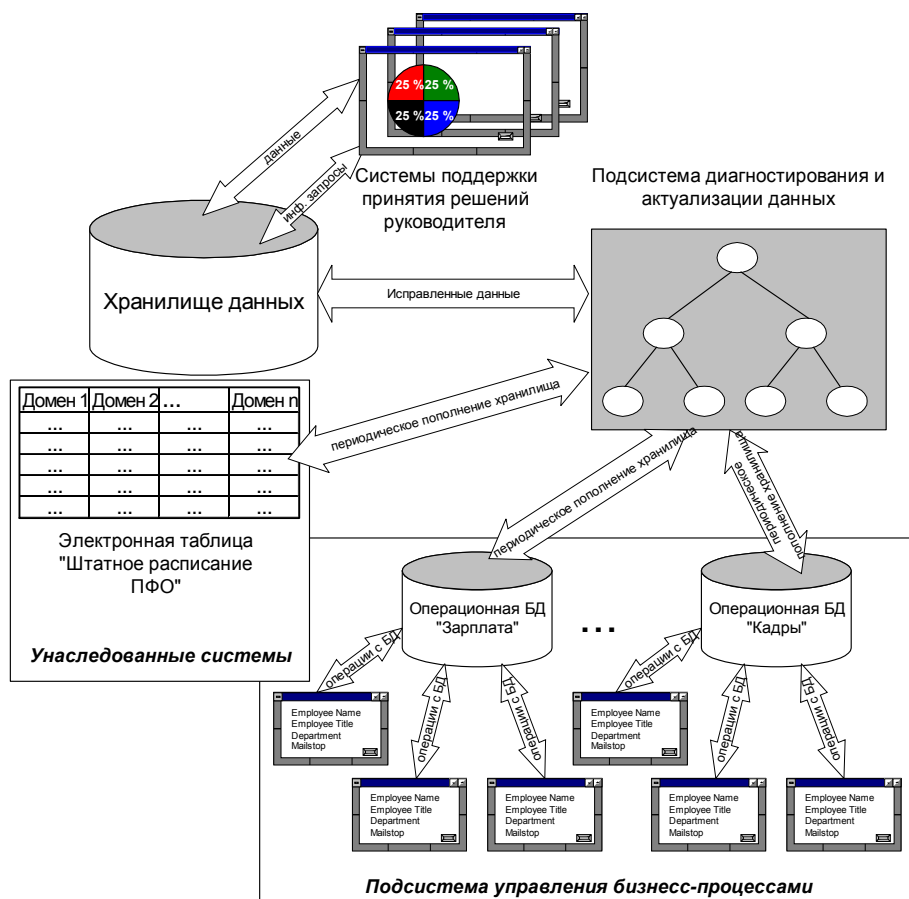


Рис. 1. Обобщённая структура ИСУ АФД вуза

Подсистема управления бизнес-процессами АФД включает в себя ядро, предназначенное для регламентирования доступа и мониторинга действий пользователей, *операционные базы данных подразделений* (на данный момент реализованы БД отдела кадров и бухгалтерии) и *проблемно-ориентированные подсистемы*, обеспечивающие технологическую последовательность обработки документов и поддерживающие интерфейс системы

с пользователями – персоналом АФД. Гибкость модификации существующих и добавления новых проблемно-ориентированных подсистем подтвердила опыт разработки и сопровождения подсистемы. Первичным источником информации для управления АФД является отдел кадров, поэтому в первую очередь была разработана и внедрена *подсистема «Учёт и управление кадрами»*, которая позволила уменьшить количество ошибок в приказах на 30% и

повысит оперативность работы сотрудников отдела кадров в два-три раза.

Унаследованные подсистемы. Накопленный опыт автоматизации АФД ХАИ включает в себя ряд унаследованных подсистем – «Зарплата», «Командировки», «Касса», «Банк», которые постепенно перестают удовлетворять изменившимся потребностям, но продолжают использоваться ввиду больших затруднений, возникающих при попытке их замены, таких, как сложность автоматизации расчета заработной платы, отсутствие опыта автоматизации бухгалтерских задач, высокое качество унаследованной программной системы «Зарплата» и семилетний опыт ее успешного функционирования. Помимо этого, такие подсистемы содержат важную ретроспективную информацию, необходимую для управления АФД. Поэтому при разработке проблемно-ориентированной *подсистемы «Бухгалтерский учёт»* был выбран эволюционный подход – проектирование «снизу-вверх», заключающийся в интеграции ранее спроектированных и новых данных ИСУ.

Хранилище данных. Существует ряд альтернатив интеграции неоднородных и распределенных данных. Среди них: 1) стандартизированное программное обеспечение промежуточного слоя; 2) объектно-ориентированные распределенные технологии; 3) шлюзы БД; 4) хранилища данных [2].

При разработке ИСУ АФД университета ХАИ выбрана технология хранилищ данных. **Хранилище данных** представляет собой логически интегрированный источник данных для приложений систем поддержки принятия решений и информационных систем руководителя. Критериями выбора служили: практическая реализуемость архитектуры БД; уровень интеграции распределенных данных и возможность применения подходящих моделей управления информацией для различных компонентов ИСУ; следование стандартам открытых систем; возмож-

ность устранения противоречивости данных; быстрота доступа к данным; опыт разработчиков [3].

Подсистема диагностирования и актуализации данных. Согласно второму закону термодинамики, любая замкнутая система со временем увеличивает энтропию или, другими словами, приходит в состояние возможно большей неупорядоченности. В ИСУ АФД ХАИ данный закон подтверждает увеличивающееся со временем число ошибок ввода информации в систему. Вместе с тем полученные научные и практические результаты применения сигнально-параметрического подхода к диагностированию систем управления [4] позволяют приступить к разработке подсистемы диагностирования данных ИСУ. Отличительным признаком процесса диагностирования данных является разработка диагностических моделей, связывающих косвенные признаки ошибок с прямыми. Например, для решения задачи обнаружения ошибок в поле m_a таблицы буфера хранилища данных, содержащей избыточную информацию об одном и том же субъекте, поступившую из k -источников [5], может быть использована диагностическая модель вида

$$\Delta m_a = \tilde{m}_a - \hat{m}_a = \{\tilde{m}_{a\alpha}, \dots, \tilde{m}_{a\gamma}\},$$

где $\tilde{m}_a = \{\tilde{m}_{a1}, \tilde{m}_{a2}, \dots, \tilde{m}_{aw}\}$ – математическая модель поля m_a с учетом возможных ошибок,

$$\hat{m}_a = \underbrace{\{\hat{m}_{a1}, \hat{m}_{a1}, \dots, \hat{m}_{a1}\}}_{|\tilde{m}_a| - \text{раз}} - \text{эталонная модель,}$$

где Δm_a – косвенный признак наличия ошибок в m_a , $\tilde{m}_{a\alpha}, \dots, \tilde{m}_{a\gamma}$ – прямые признаки наличия ошибок в m_a , причем ошибки в m_a отсутствуют, если $\Delta m_a \equiv \emptyset$.

Подсистемы поддержки принятия решений руководителей включают в себя инструментальные средства обеспечения одного или несколь-

ких етапов процесса принятия управленческих решений [6]:

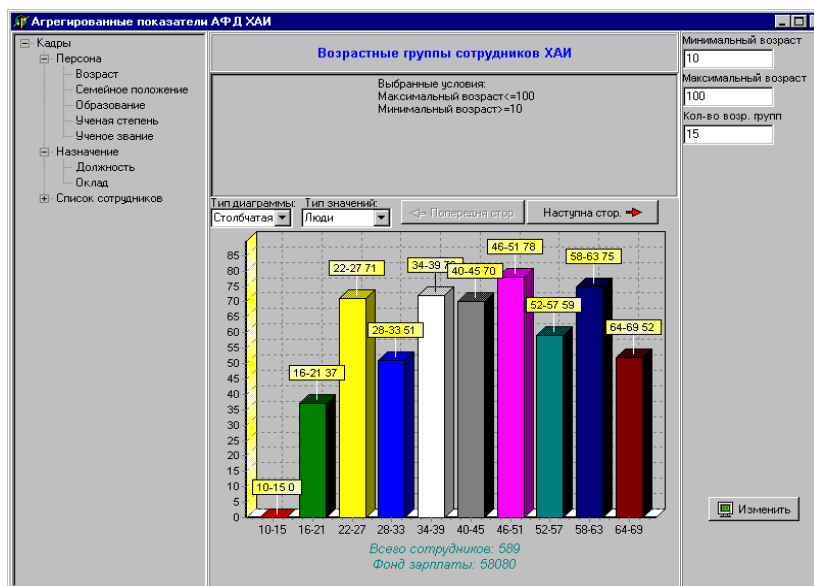


Рис.2. Основная форма подсистемы «Анализ показателей АФД»

- генерирование множества альтернатив управленческих решений;
- оценка сгенерированных альтернатив и выбор одного или нескольких наилучших решений;
- моделирование и прогнозирование принимаемых решений;
- сбор информации и оценка результатов реализации принимаемых решений.

Для этапа оценки текущего состояния АФД вуза была разработана *подсистема «Анализ показателей АФД»* (рис.2), отображающая в графическом и текстовом виде информацию, необходимую для ректора и проректоров. Введение в эксплуатацию этой подсистемы позволило управленческому персоналу ХАИ оперативно получать и анализировать имеющиеся данные АФД с любой степенью агрегации.

Для того, чтобы обеспечить гибкость и удобство работы с данной оболочкой, были выполнены следующие работы: 1) спроектирована структура метаданных, хранящих шаблоны запросов, шаблоны фильтров, информацию о данных, находящихся в

хранилище, что дает возможность развивать хранилище данных и эффективно настраивать подсистему анализа; 2) сформирована объектно-ориентированная иерархия фреймов, что позволяет по выбранным в процессе работы фильтрам получить любое подмножество значений показателей, а также обеспечить наглядную и гибкую к изменениям форму представления результатов запроса. Следующие этапы принятия решения требуют разработки специфических методов, моделей и сценариев диалога ЛПР с подсистемами, исходя из особенностей конкретного вуза. В университете ХАИ *подсистема «Анализ и выбор решений по управлению внебюджетными средствами»* основана на моделях и методах современной теории автоматизированного управления [7] и позволяет проводить аналитическую обработку статистических данных для получения прогнозных характеристик, а также оценивать и выбирать решения в данной сфере АФД.

Разработка *подсистема «Выбор решений при управлении материально-технической базой»* требует решения трех последовательных взаи-

мосвязанных задач: 1) формирование плана ремонтных работ с учетом потребностей вуза и располагаемых ресурсов; 2) упорядочение работ по времени выполнения; 3) выбор фирм-подрядчиков для выполнения сложных работ, которые нецелесообразно выполнять своими силами. Для решения первых двух задач сформированы информационная и функциональная модели [8], а для последней – разработано математическое, алгоритмическое и программное обеспечение диалога ЛПР с подсистемой, основанное на методе многокритериального выбора ELECTRE [9].

Заключение

Применение описанного подхода к разработке ИСУ в области АФД современного вуза позволяет повысить эффективность работы персонала АФД и обеспечить достоверной и оперативной информацией руководителей АФД. Практическое внедрение и успешный период эксплуатации ИСУ АФД в университете “ХАИ” позволяет сделать вывод о целесообразности применения таких систем в вузах Украины. Дальнейшее развитие описанной концепции состоит в разработке новых моделей и реализованных на их основе инструментальных средств поддержки принятия решений в АФД вуза, а также оперативных методов и средств диагностирования и очистки данных.

Литература

1. Автоматизация управления высшей школой / В.З. Ямпольский, О.М. Петров, И.Л. Чудинов, В.В. Валентинов. – Воронеж: Изд-во Воронеж. ун-та, 1987. – 176 с.
2. Саймон А.Р. Стратегические технологии баз данных: менеджмент на 2000 год. – М.: Финансы и статистика, 1999. – 479 с.
3. Кулик А.С., Нечипорук Н.В., Чухрай А.Г. Выбор архитектуры баз данных информацион-

ной системы управления административно-финансовой деятельностью университета «ХАИ» // *Авіаційно-космічна техніка та технологія*. – Х. – 2002. – Вип. 32. – С. 191-196.

4. Кулик А.С. Сигнально-параметрическое диагностирование систем управления. – Х.: Гос. аэрокосмический ун-т «ХАИ», Бизнес Информ, 2000. – 260 с.

5. Кулик А.С., Чухрай А.Г. Метод индексно-реквизитного диагностирования избыточной информации в человеко-машинных системах // *Авіаційно-космічна техніка та технологія*. – Х. – 2002. – Вип. 32. – С. 219-228.

6. Трахтенгерц Э.А. Возможности и реализация компьютерных систем поддержки принятия решений// *Изв. Академии наук. Теория и системы управления*. – 2001. – №3. – С 86-113.

7. Кулик А.С., Пищукина О.А. Математическая модель поступления внебюджетных денежных средств вуза // *Праці IV Міжнар. наук.-техн. конф. КУСС-2001*. – Вінниця: Універсам-Вінниця. – 2001. – С. 35.

8. Яровая (Мирная) Е.В. Моделирование процессов управления материально-технической базой вуза// *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х. – 2001. – Вып.25. – С. 255-260.

9. Нечипорук Н.В., Пищукина О.А., Яровая (Мирная) Е.В. Информационно-советующая система поддержки принятия решений в области хозяйственной деятельности вуза // *Вісник Харк. держ. політехн. ун-ту*. – Х. – 2000. – Вип. 94. – С. 52-55.

Поступила в редакцию 04.04.03

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор Бодянский Е.В., Харьковский Национальный университет радиоелектроники, г. Харьков; д-р техн. наук, профессор Сироджа И.Б., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

УДК 681.322

ОПЕРАТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПРИБОРОСТРОИТЕЛЬНЫМ ПРОИЗВОДСТВОМ НА БАЗЕ ПОСТРЕЛЯЦИОННОЙ ТЕХНОЛОГИИ

О.Е. Федорович, д-р техн. наук, А.С. Губка

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

Рассмотрены общие принципы и алгоритмы построения компьютерной системы оперативного управления приборостроительным производством. Система построена на основе постреляционной технологии и технологии client-server, обладает высокими показателями производительности и удобством использования.

* * *

Розглянуто загальні принципи і алгоритми побудови комп'ютерної системи оперативного управління приладобудівним виробництвом. Система побудована на основі постреляційної технології та технології client-server, має високі показники продуктивності й зручності використання.

* * *

The general principles and algorithms of construction of the computer system of operating control by instrument-making effecting are esteemed. The system is constructed on the basis postrelational technology and technology client-server, has high parameters of productivity and operability.

Организационная система – совокупность правил, устанавливающих порядок поведения персонала и работы технических средств; содержание и порядок представления информации, используемой для управления; организационной структуры; целей; критериев эффективности управления и правил стимулирования персонала. Современный период развития промышленности характеризуется наличием организационных систем управления. Это объясняется тем, что обязанности руководителя настолько возросли и усложнились, что он уже не в состоянии, опираясь на свой опыт и память, распределять обязанности и координировать действия отдельных исполнителей.

Анализ исследований показывает, что управление производством с помощью организационных систем имеет следующие особенности [1]:

1) организационная система устанавливает жесткий, вполне определенный порядок решения производственных вопросов, не зависящих от вкусов, навыков и других характеристик управленческого персонала. Благодаря формализации система упрощает работу управленческого персонала, но не исключает его;

2) система принимает на себя организацион-

ную работу и освобождает руководителей для творческого труда, для решения важнейших производственных вопросов;

3) система действует независимо от отдельных руководителей и исполнителей, и замена личного состава на нее не влияет;

4) организационной системой, как правило, охвачен весь производственный персонал или его часть, и она рассчитана на участие в работе многих лиц.

Организационные системы предназначены для управления производственной деятельностью коллективов людей, использующих средства производства, и должны учитывать специфику технических средств и особенно средств управления.

Объектом управления в системе является предприятие, производство, цех, участок, коллектив исполнителей или отдельные лица, располагающие определенными материальными ресурсами и выполняющие производственные операции, направленные на получение намеченного конечного результата. Деятельность объекта управления подчинена задаче реализации поданных на его вход заданий при наличии помех, т.е. при различных обстоятельствах, сопровождающих процесс производства.

Управляющим органом является лицо или группа лиц, использующих организационную систему для управления объектом.

В организационных планирующих системах исполнители в любой момент на терминалах получают план-график выполнения работ, которым предусматривается выполнение поставленной задачи в намеченный срок. Управление осуществляется путем изменения плана в соответствии с состоянием его выполнения и "помехами", а также путем перераспределения средств и ресурсов в целях оптимизации какого-либо показателя плана или минимизации возникающего рассогласования между планом и фактом.

Оперативное управление производством (ОУП) – одна из важных и наиболее сложных частей общей системы управления предприятием. Объектами оперативного управления являются цехи основного и вспомогательного производства.

Задача ОУП – обеспечение синхронной работы всех звеньев производства по изготовлению заданной номенклатуры изделий в установленных объемах при наилучшем использовании производственных ресурсов. Выполнение этой задачи осуществляется плановыми работниками в цехах на основе получаемых плановых показателей с терминалов, объединенных в единую сеть.

Основные требования к системе ОУП: соответствие типу и характеру производства; обеспечение руководства информацией о ходе производства в реальном масштабе времени на основе использования компьютерных технологий; обеспечение равномерной и комплексной загрузки оборудования; площадей и рабочих; сведение к минимуму перерывов в работе производственного персонала и оборудования; обеспечение ритмичности производства и выпуска продукции; обеспечение минимума затрат трудовых, материальных и финансовых ресурсов и т.д. [2].

В качестве критерия эффективности функционирования системы ОУП можно принять достижение конечных результатов производства, характеризующих строгое выполнение утвержденного плана выпуска.

Исходя из сказанного выше возникает необходимость создание специализированной информационно-управляющей системы для облегчения труда руководителей и сотрудников предприятия.

Целью данной статьи является анализ исследований в области ОУП; описание информационной системы оперативного управления производством, предназначенной для решения задач ОУП приборостроительного производства.

Информационная система оперативного управления производством (ИСОУП) приборостроительного объединения представляет собой аппаратно-программный комплекс и содержит:

- сервер IBM PC Pentium 2 (минимум), адаптер последовательных портов на восемь каналов и компьютеры (клиенты) IBM PC Pentium (минимум);
- операционную систему Windows, Linux, позволяющую пользователям работать в системе в режиме разделения ресурсов;
- система управления базами данных (СУБД) Cache фирмы Intersystems;
- прикладное программное обеспечение, написанное в среде СУБД Cache.

Пользователь, войдя в систему под своим кодом, получает определенный перечень режимов работ, присущий этому уровню доступа.

Идея оперативного учета всего производства основывается на материальных потоках (рис. 1).

ИСОУП решает следующие основные задачи:

- создание и ведение баз данных (БД) нормативно-справочной информации (НСИ) материальных потоков, оригинальных и примененных позиций;
- создание и ведение БД планов производства изделий;

- движение изделий;
- выдача различных планов-графиков и справок по цехам и производству в целом;

Рассмотрим достоинства и недостатки СУБД Cache.[3,4].

Достоинством постреляционной модели является возможность представления совокупности связанных реляционных таблиц одной постреляционной таблицей. Это обеспечивает высокую наглядность представления информации и повышение эффективности ее обработки.

Недостатком постреляционной модели является сложность решения проблемы обеспечения целостности и непротиворечивости хранимых данных.

Эффективная работа современной фирмы по сбыту продукции невозможна без использования сотрудниками общей базы данных (БД). Общность БД достигается ее установкой в локальной сети предприятия на специально для этого выделенном компьютере (сервере) при одновременном доступе к серверу компьютеров пользователей (клиентов). Рассмотрим преимущества самой современной технологии client-server:[5]:

- большинство вычислительных процессов происходит на сервере, что снижает требования к вычислительным мощностям компьютера клиента;
- снижается сетевой трафик за счет отправки сервером клиенту только тех данных, которые он запрашивал;
- БД на сервере представляет собой, как правило, единый файл, в котором содержатся таблицы, ограничения целостности и другие компоненты БД;
- сервер реализует управление транзакциями и предотвращает попытки одновременного изменения одних и тех же данных;

- безопасность системы возрастает благодаря переносу большей части бизнес-правил на сервер.

Информационное обеспечение ИСОУ содержит иерархические базы данных, которые отражают различные аспекты деятельности производства. Структуры баз данных и характеристики полей для ИСОУ приведены ниже (рис. 2).

Заключение

Применение описанной системы позволяет решать основные задачи ОУП, повышает достоверность и оперативность получаемых данных, необходимых для своевременного и рационального принятия решений.

В перспективе возможно усовершенствование аппаратной и программной части данной системы; добавление подсистем, решающих другие задачи или интеграция с уже имеющимися подсистемами.

Литература

1. Анализ хозяйственной деятельности предприятия в промышленности / Под ред. В.И. Стражева. – Минск: Высшая школа, 1995. – 169 с.
2. Вартаков А.С. Экономическая диагностика деятельности предприятия: организация и методология. – М.: Финансы и статистика, 1991. – 314 с.
3. Кирстен В., Иррингер М., Рериг Б., Шульте П. СУБД САСН: объектно-ориентированная разработка приложений. – СПб.: Питер, 2001. – 384 с.
4. Тиори Т., Фрай Дж. Проектирование структур баз данных: В 2 кн. – М.: Мир, 1985. Кн. 1. – 287 с. Кн. 2. – 320 с.

Поступила в редакцию 24.03.03

Рецензенты: канд. техн. наук, доцент Губка С.А., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков; канд. техн. наук Полищук С.М., ООО «Энергоатом Харьков проект», г. Харьков.

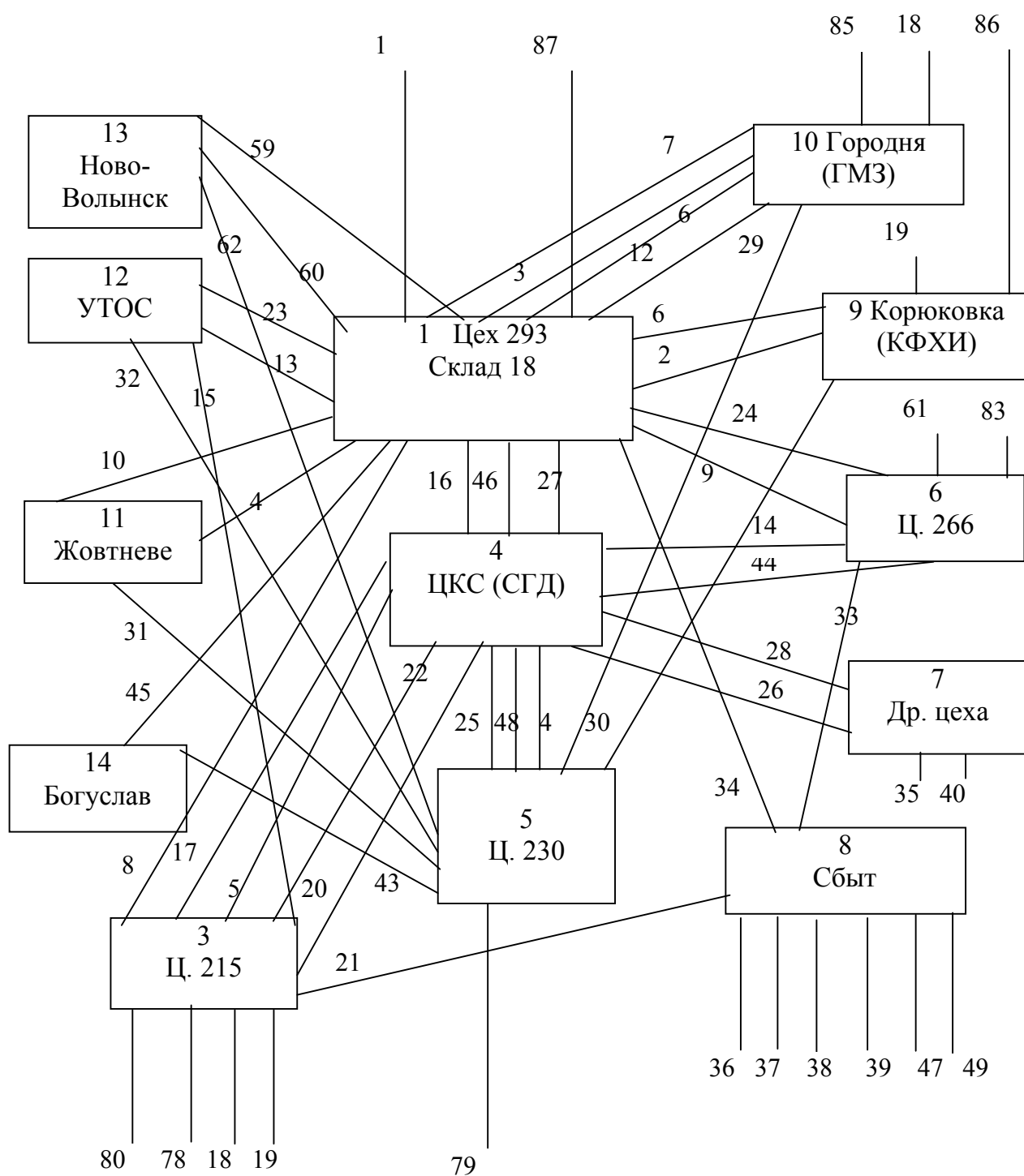


Рис. 1. Схема материальных потоков производства

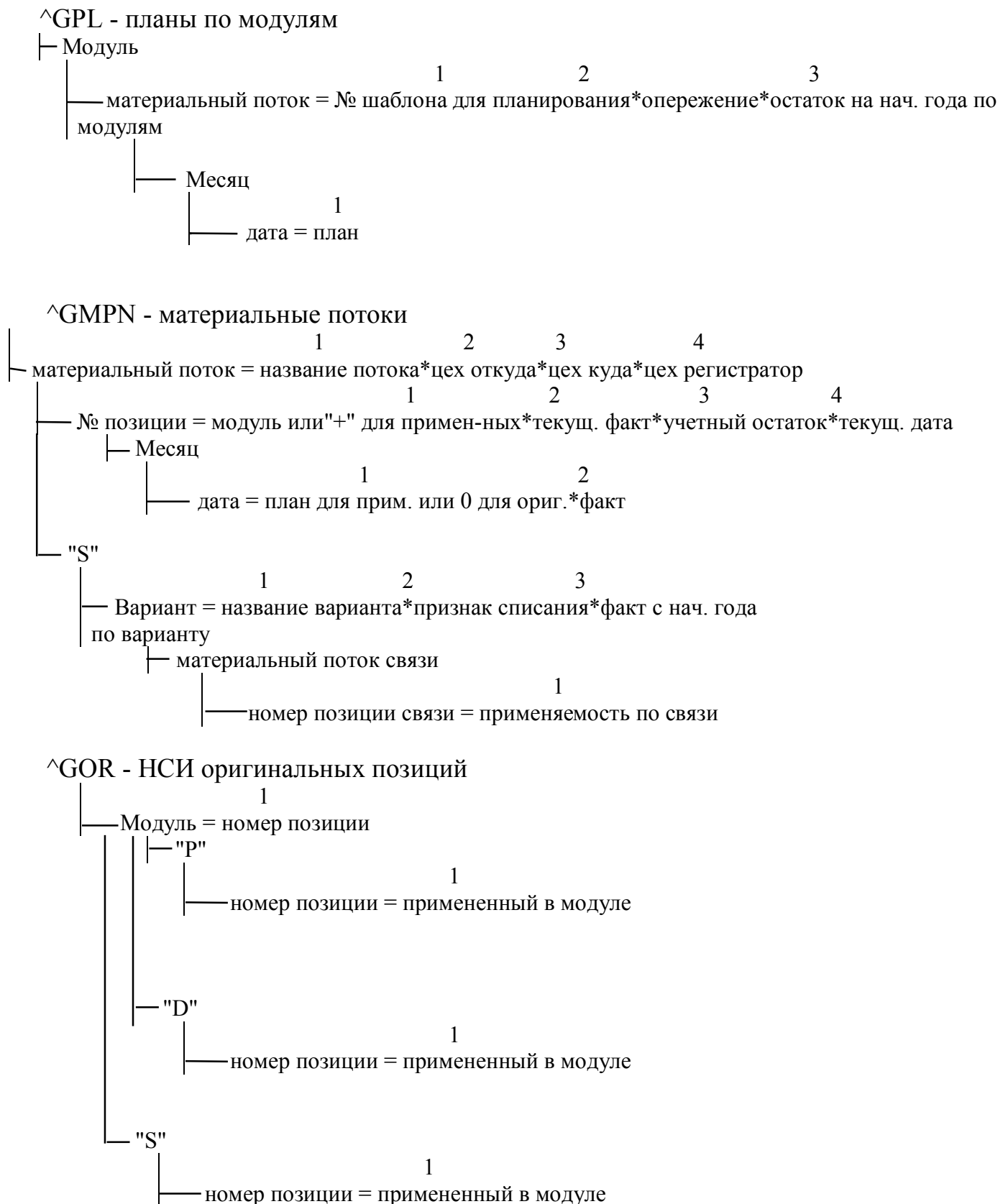


Рис. 2. Структура баз данных системы

УДК 681.322

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СИСТЕМ ПОДДЕРЖКИ УПРАВЛЕНИЯ В ПРИБОРОСТРОИТЕЛЬНОМ ПРОИЗВОДСТВЕ

А.А. Антонов, А.Б. Лещенко, канд. техн. наук

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

Приведен обзор информационных систем, которые предоставляют управленческому персоналу различного уровня своевременную и достоверную информацию, а также осуществляют поддержку принятия решений. Описан пример использования подобной системы для решения задач оперативного управления приборостроительным производством.

* * *

Наведено огляд інформаційних систем, що надають управлінському персоналу різного рівня своєчасну і достовірну інформацію, а також здійснюють підтримку прийняття рішень. Описано приклад використання подібної системи для розв'язання задач оперативного керування приладобудівним виробництвом.

* * *

The review of information systems, which give to the management personnel of different levels timely and reliable information, as well as realize support of decision making is given in the article. An example of using similar system for solving operating control tasks of instrument-making production is adduced.

Постановка проблемы. Информационные технологии (ИТ) охватывают все виды технологий, используемые компаниями, институтами и другими организациями, которые в своей профессиональной деятельности осуществляют обработку информации.

Последние десятилетия, ознаменованные развитием компьютерной техники, характеризуются важными разработками в области ИТ. В связи со значительным удешевлением микроэлектроники эти технологии проникли почти во все уголки повседневной жизни и, более того, практически необратимо перемешали и взаимно обогатили свои многочисленные области применения, включая промышленность, торговлю, управление, образование, медицину, научную деятельность.

В настоящее время в рамках ИТ наблюдается достаточно сильное развитие информационных систем поддержки управления, которые могут быть использованы управленческим персоналом различного уровня для получения своевременной и достоверной информации, а также для осуществления поддержки в процессе принятия решений.

Цель статьи. Целью данной статьи является анализ последних исследований в области информационных систем поддержки управления; исследова-

ние основных задач оперативного управления производством (ОУП); описание информационной системы поддержки управления, предназначенной для решения задач ОУП на примере приборостроительного производства.

Анализ исследований. Термин «системы поддержки управления» (*MSS – management support systems*) обычно используют, когда речь идет об информационных системах, предоставляющих менеджерам различную информацию.

MSS включают в себя: систему управления базами данных (*DBMS – database management system*) и управленческую информационную систему (*MIS – management information system*), систему поддержки принятия решений (*DSS – decision support system*) и управляющую информационную систему (*EIS – executive information system*), систему управления базами знаний (*KBMS – knowledge base management system*) и экспертную систему (*ES – expert system*) [1].

База данных (*DB – database*) является основным компонентом любой *MSS*. База данных представляет собой большую организованную совокупность данных, поддерживаемую и обновляемую с помощью *DBMS*. Хранимые в базе данные имеют

определенную логическую структуру, т.е. описываются некоторой моделью представления данных, поддерживаемой DBMS. К числу классических относятся следующие модели данных: *иерархическая, сетевая, реляционная*. Кроме того, в последние годы появились и стали более активно внедряться на практике *постреляционная, многомерная и объектно-ориентированная* модели данных.

Одной из основных целей разработчиков DBMS является независимость данных, чтобы в случае модификации и обновления DB программы, которые имеют доступ и используют ее, не менялись. В большинстве случаев многие пользователи могут иметь доступ и изменять значения в DB, поэтому безопасность и сохранность данных должны контролироваться. Кроме того, программное обеспечение должно гарантировать то, что обновление данных одними пользователями не мешает доступу и обработке данных для других пользователей. В настоящее время DB широко используют в локальных и глобальных компьютерных сетях (*LAN – local area network* и *WAN – wide area network* соответственно). Доступ к информации из DB осуществляется с использованием языка структурированных запросов (*SQL – structured query language*) или иными способами, предусмотренными в DBMS. [2]

MIS – это системы обработки сообщений и составления отчетов, которые отличаются от «интеллектуальных» систем тем, что в них отсутствуют функции поддержки принятия решений, моделирования и рассуждений.

MIS позволяют выполнять стандартные бизнес-процессы, бухгалтерский учет; составлять финансовые отчеты, выпускающие документы, платежные ведомости. По сравнению с традиционными неавтоматизированными методами эти системы дешевы, эффективны и широко распространены. В настоящее время они стали основной частью любого бизнес-плана. Чтобы оставаться конкурентоспособным, бизнес нуждается в эффективной MIS, которая

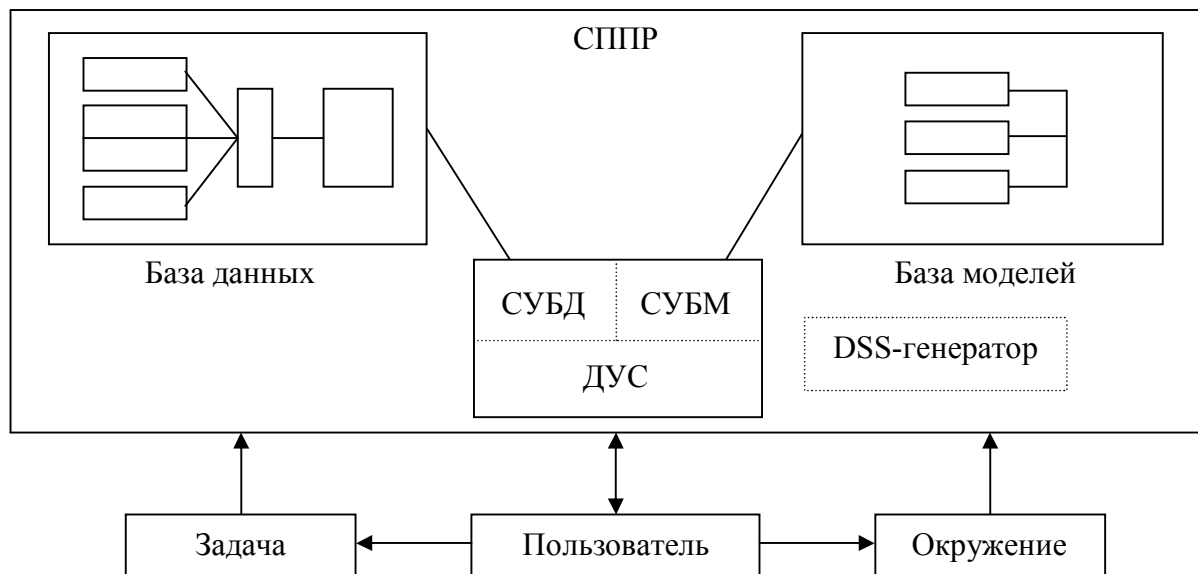
может предоставлять информацию, необходимую определенным людям в определенное время [3].

Интеллектуальные системы объединяют DBMS и структурированный запрос с возможностями моделирования и рассуждений. Наиболее распространенный тип интеллектуальных систем – это DSS одиночного пользователя, основными компонентами которой являются DSS-генератор (пакет программ, используемых для поддержки и развития системы), система управления базами данных, система управления базами моделей, диалоговая управленческая система (пользовательский интерфейс).

На рисунке показаны основные компоненты системы поддержки принятия решений.

В функции СУБМ входят вывод данных на дисплей и реконфигурация, а также вычисления и анализ. Типичные модели включают в себя статистические данные, табличное моделирование с помощью анализа «что, если» и анализа чувствительности, а в некоторых случаях – подсистему с искусственным интеллектом, которая может объяснять аспекты выходных данных, основанных на использовании одной из моделей DSS. Пользователи могут принимать свои собственные решения (делать выводы), основанные на выходных данных DSS.

DSS часто выступает в роли катализатора более конкретных и глубоких обсуждений, касающихся проблем управления. DSS можно рассматривать как один из элементов более широкой системы принятия решений, другим элементом которой являются сами пользователи. Проектировщики таких систем явно могут выбирать между размещением когнитивных задач в DSS и у пользователя (пользователей). Например, если учесть, что основанное на использовании моделей принятие решений предполагает определенные цели, то возникает вопрос, следует ли эти цели встроить в DSS или оставить для уточнения пользователю [4].



Основные компоненты системы поддержки принятия решений:

СППР – система поддержки принятия решений, СУБД – система управления базами данных, СУБМ – система управления базами моделей, ДУС – диалоговая управленческая система

EIS представляют собой DSS, разработанные для обеспечения корпоративных руководителей и старших менеджеров информацией, которая им необходима по роду деятельности. Общая цель при разработке EIS – оптимизация предоставляемой информации и недопущение перегрузок.

Аналогично многим прикладным информационным системам сначала их разрабатывали для военных целей. В настоящее время эти системы обычно добавляют к существующим организационным системам, где они предоставляют руководителям возможность прямого доступа ко всей финансовой и рабочей информации, а также к стратегической (внешней) информации.

EIS дают руководителям возможность систематически искать или изучать более детальные элементы внутренней или внешней информации, отслеживать тенденции, задавать специфические вопросы или просто просматривать файлы для создания картины текущей ситуации о состоянии проекта. Возможно также уведомление об исключительных ситуациях. Несмотря на то, что многие решения верхних эшелонов управления включают в себя программные или качественные факторы, информация,

предоставленная EIS, может помочь менеджерам выработать свое мнение или оценить достоверность информационных сообщений.

По причине того, что многие старшие менеджеры имеют лишь ограниченные знания в области ИТ, EIS проектируют таким образом, чтобы они были удобными в использовании: имели дружественный интерфейс, часто допуская ввод с помощью мыши; сенсорный экран; ограниченный круг голосовых команд. Некоторые системы позволяют пользователю диктовать сообщения на экран и посылать голосовую почту. Разработки ведутся в направлении гипертекстовой коммуникации, которая объединяет текст, голос и видеоизображение.

В конечном счете, руководители могли бы «дистанционно» присутствовать на всем протяжении области, охваченной компьютерной сетью. На сегодняшний день большинство EIS разрабатываются вокруг системы универсальных вычислительных машин, однако существует тенденция в направлении мощных компьютерных систем, часто в пределах LAN.

ES проектируются для объединения знаний отдельных специалистов в конкретных областях,

таких, как медицинская диагностика, поиск неисправностей в сложных системах, интерпретация изображений. ЕС создаются для того, чтобы копировать малодокументированные или разрозненные знания специалистов, позволяя другим использовать их. Они во многих случаях оказываются дешевле, надежнее, последовательнее и доступнее, чем первоначальный источник знаний эксперта.

ЕС уже нашли свое применение в таких основных функциональных областях управления, как *бухгалтерский учет и управление финансами* (разрешение на предоставление кредитов, консультации по вопросам налогов и инвестиций); *стратегия планирования* (консультации по поводу планирования приобретений, планирование проекта и анализ его результатов); *производство* (процессы мониторинга и контроля качества продукции, анализ неисправностей в больших системах); *управление персоналом* (определение квалификации кандидатов на получение должности); *маркетинг* (автоматический ответ на запросы покупателей, определение приемлемых скидок для покупателей).

Основными компонентами любой ЕС являются: *база знаний, машина вывода, пользовательский интерфейс*.

База знаний совместно с базой данных фактов отражает специфику предмета вместе с правилами вывода. Подсистема приобретения знаний дает возможность использовать ЕС для получения специальных знаний индивидуальных экспертов в удобной форме. Техника для представления знаний включает в себя:

- использование нечеткой логики для создания возможности приближенного рассуждения;
- семантическую сеть для представления связей между фактами;
- фреймы или объекты для представления всех фактов и отношений, включая конкретный объект или сущность.

Машина вывода – это программное обеспече-

ние, используемое для того, чтобы делать логические выводы из базы знаний. Широко используются два метода логического вывода – прямой и обратный.

Пользовательский интерфейс проектируется таким образом, чтобы пользователи могли отвечать на вопросы, сформулированные ЕС. В свою очередь, ЕС может запрашивать дополнительную информацию, а затем вырабатывать рекомендацию или решение вместе с обоснованием своих собственных рассуждений.

Дальнейшие разработки в области ЕС будут направлены на использование множественных баз знаний и усовершенствования в естественно-языковом интерфейсе, чему способствуют успехи в области параллельной обработки и нейронных сетей.

В результате проведенного анализа систем поддержки управления необходимо отметить, что в настоящее время уже накоплено достаточно знаний для создания подобных систем на высоком уровне в различных областях применения.

Авторами статьи была предпринята попытка создания информационной системы поддержки управления для использования в приборостроительном производстве, так как в этой области применения существующие системы либо не в достаточной мере отражают специфику производства, либо являются дорогостоящими и сложными в обучении.

Изложение основного материала исследования и полученных результатов. Основными задачами ОУП являются: оперативно-производственное планирование, оперативный учет и контроль хода производства, оперативный анализ и регулирование производства.

Первое место среди данных задач отводится организации оперативно-производственного планирования, которое делится на *оперативно-объемное* (составление производственных заданий на изготовление и выпуск продукции в разные промежутки времени с учетом ресурсов, но без учета тех-

нологического маршрута изготовления изделий и календаря рабочих дней) и *оперативно-календарное* (составление детализированных планов-графиков, как правило, на более короткие промежутки времени с учетом технологического маршрута, загрузки оборудования и реального календаря рабочих дней) планирование.

Оперативный учет и контроль хода производства предполагают учет движения продукции, материалов и полуфабрикатов; контроль поставок и реализации продукции.

Оперативный анализ и регулирование производства включают в себя оперативные проверку и регулирование выполнения сменно-суточных заданий, графиков изготовления изделий по предприятию и цехам, плана поставок, объема реализации продукции.

Решение основных задач ОУП при условии своевременности, полноты и непротиворечивости получаемой информации может быть достигнуто путем создания и использования информационной системы поддержки управления, основным компонентом которой является DBMS Caché – постреляционная технология от фирмы InterSystems Corp. (США). При этом созданную компьютерную подсистему планирования планово-диспетчерского бюро (ПДБ) приборостроительного производства можно рассматривать как практическую реализацию информационной системы поддержки управления.

Функциональными модулями подсистемы являются: *администрирование* (добавление, удаление и корректировка информации о пользователях подсистемы); *деятельность ПДБ* (формирование календаря рабочих дней, макетов планирования, подготовка к планированию, формирование планов производства); *деятельность диспетчера ПДБ* (получение планов-графиков дефицита, обеспеченности, сдачи продукции, а также справок по сдаче, отгрузке, сдаче-отгрузке, дефициту продукции; представление выходной информации в числовом и

графическом виде); *работа с материальными потоками (МП) производства* (добавление, удаление и корректировка информации о МП, движение по МП, факты); *работа с нормативно-справочной информацией (НСИ) производства* (добавление, удаление и корректировка НСИ).

Заключение

Использование подсистемы позволяет не только решать основные задачи ОУП в приборостроении, но и повысить оперативность получения информации о состоянии производства для своевременного принятия рациональных управленческих решений.

В качестве перспектив дальнейших разработок в данном направлении необходимо отметить следующие: усовершенствование в алгоритмическом и программном обеспечении подсистемы; интеграция подсистемы с другими подсистемами, решающими иные задачи, в единую комплексную автоматизированную систему управления.

Литература

1. Информационные технологии в бизнесе / Под ред. М. Желены. – СПб.: Питер, 2002. – 1120 с.
2. Дейт К. Дж. Введение в системы баз данных, 7-е изд.: Пер. с англ. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2001. – 1072 с.
3. Тычков Ю.И. Совершенствование управления промышленным предприятием с использованием информационных систем. – Новосибирск: Наука. Сиб. отд-ние, 1988. – 192 с.
4. Eom S.B., Sang M., Lee S.M., Kim E. and Somarajan C. (1998). A survey of decision support system applications (May 1988-1994) // Journal of the Operational Research Society 49(2). P. 109-20.

Поступила в редакцию 24.03.03

Рецензенты: канд. техн. наук, доцент Губка С.А., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков; канд. техн. наук Полищук С.М., ООО «Энергоатом Харьков проект», г. Харьков.

УДК 65.012.45

МЕТОД ПОСТРОЕНИЯ ИНТЕГРИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРЕДПРИЯТИЕМ НА ОСНОВЕ ПРИНЦИПОВ НЕПРЕРЫВНОГО УЛУЧШЕНИЯ БИЗНЕС-ПРОЦЕССОВ

В.А. Попов¹, канд. техн. наук, А.В. Котляров²

¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ»*

² *ОАО «АО научно-исследовательский институт радиотехнических измерений»*

Изложен метод построения интегрированной системы управления разрабатывающим предприятием (ИСУ РП) на основе принципов непрерывного улучшения бизнес-процессов. Рассмотрена проблема построения ИСУ РП в целях улучшения деятельности предприятия с помощью использования информационных систем и системы менеджмента качества. Приведен пример построения ИСУ РП на основе предлагаемого метода.

* * *

Викладено метод побудови інтегрованої системи управління розробляючим підприємством (ИСУ РП) на основі принципів безперервного поліпшення бізнес-процесів. Розглянуто проблему побудови ИСУ РП з метою поліпшення діяльності підприємства за допомогою використання інформаційних систем і системи менеджменту якості. Наведено приклад побудови ИСУ РП на основі методу, що пропонується.

* * *

The method of construction of the integrated control system to the developing enterprise (ICS DE) is stated on the basis of principles of continuous improvement of business - processes. The problem of construction ICS DE is considered with the purpose of improvement of activity of the enterprise with the help of use of information systems and systems of a quality management. The example of construction ICS DE is resulted on the basis of an offered method.

Введение и постановка задачи

Непрерывное и интенсивное развитие информационных технологий (ИТ) является неотъемлемой чертой современного общества. Использование ИТ помогает предприятиям, которые желают выжить в современной рыночной конкуренции, сократить сроки, повысить качество разработки, производства изделий и обслуживания клиентов при автоматизации своей основной деятельности и для решения других задач. Руководство большинства отечественных предприятий понимает необходимость построения интегрированной системы управления разрабатывающим предприятием (ИСУ РП). Известны случаи, когда предприятие, не уделяя достаточного внимания вопросам построения ИСУ РП, со временем попадало в такое положение, когда стоимость производства изделий только повышалось, а качество оставалось на довольно низком уровне [1].

Для решения этих задач необходимо построение ИСУ РП на основе непрерывного улучшения бизнес-процессов и системы качества на предприятии. Задача разработки метода построения ИСУ РП является глубокой и требует практической проработки вопросов данной проблемы. Существует ряд отечественных предприятий, которые достигли определенных успехов в освоении современных ИТ - CALS-технологий. Но намного больше таких, которые только движутся к развертыванию сквозной информационной поддержки жизненного цикла изделия. CALS (Continuous Acquisition and Life-Cycle Support) – непрерывное интегрированное информационное обеспечение участников жизненного цикла изделия (ЖЦИ) данными об изделиях, связанных с ними процессами и средой.

Рассмотрим проблему построения ИСУ РП в целях улучшения деятельности предприятия с помощью использования информационных систем (ИС) и системы менеджмента качества (СМК). Существует

два мнения о роли ИС в улучшении деятельности предприятия:

1. Сначала происходит развитие бизнес-методик, а потом развитие ИС, т.е. сначала реорганизуется деятельность предприятия, далее разрабатывается системный проект ИС и на завершающем этапе (когда предприятие работает по-новому) выполняется проектирование и внедрение новой ИС предприятия.
2. Развитие ИС является причиной развития бизнес-методик, т.е. предприятие подстраивается под требования внедряемой ИС, что влечет за собой реорганизацию способов выполнения процессов на предприятии, которая осуществляется только для того, чтобы функционировала ИС (отсутствует тщательный анализ различных приемов выполнения процессов и нахождения наиболее эффективного).

Если идти по первому пути, то реальное улучшение деятельности на предприятии может затянуться на очень длительное время. Это связано, во-первых, с низкой квалификацией и мотивацией отделов ИТ, которые призваны разрабатывать новую ИСУП, а во-вторых, с низкой квалификацией отечественных консалтинговых фирм в области постановки задач для разработки ИСУ масштаба предприятия.

Если идти по второму пути, то вероятность успеха улучшения очень низкая, так как на предприятии начинают внедряться бизнес-методики (связанные с ERP-системой), которые на данном уровне развития реально не нужны предприятию. Это затягивает процесс внедрения ИС на несколько лет. Из сказанного выше сделаем выводы в виде следующих положений:

- развитие методик ведения бизнеса на предприятии и развитие ИС – инструменты, обеспечивающие улучшение деятельности предприятия;
- моделирование должно интегрировать развитие бизнес-методик с развитием ИС, при

этом вопрос о первичности и вторичности того или иного инструмента является некорректным;

- реорганизация деятельности предприятия и внедрение новой ИС должны осуществляться параллельно, а бизнес-моделирование является инструментом синхронизации.

Улучшение деятельности РП с помощью непрерывного улучшения бизнес-процессов (BPI)

В современных рыночных условиях конкурентного рынка РП, ставя перед собой долгосрочные цели, должно непрерывно улучшать свою деятельность для того, чтобы занять или удержать определенные позиции на рынке.

Целями устойчивой деятельности РП являются:

- получение прибыли;
- привлечение и сохранение заказчиков (клиентов) путем продажи научных разработок, продукции и услуг, отвечающих потребностям заказчика (клиента), оказание содействия заказчикам (клиентам);
- выпуск уникальной научно-технической продукции;
- расширение рынков сбыта в Украине и за рубежом.

Основные критерии улучшения деятельности РП:

- качество выпускаемой продукции;
- себестоимость выпускаемой продукции;
- выполнение заказов “точно в срок” (JIT).

Указанных целей можно достичь в результате комплексного развития:

- корпоративной культуры на базе СМК (включающей в себя контроль и обеспечение качества, управление качеством) – для повышения качества основных процессов

на предприятии, что ведет к повышению качества выпускаемой продукции;

- методик ведения бизнеса – для снижения цены на выпускаемую продукцию;
- инфраструктуры бизнеса, базирующейся на ИТ, основой которой является ERP-система (как часть ИСУ РП) – для налаживания системы планирования и организации работ ИТ.

Процессно-ориентированный подход к управлению предприятием позволяет получить структуру, деятельность которой направлена на постоянное улучшение качества выпускаемой продукции и удовлетворение клиента. Такой подход основывается на понятии бизнес-процесса.

Бизнес-процесс состоит из набора операций. Порядок их выполнения в рамках бизнес-процесса, как правило, четко определен технологией или соответствующими правилами и инструкциями. Поэтому такие понятия, как маршруты и правила, определяющие бизнес-логику процесса, являются необходимыми его характеристиками [2, 5, 6].

Внутренние бизнес-процессы предприятия делятся на основные и вспомогательные. Основные (процессы производства, разработки новой продукции и вывода ее на рынок и т.д.) создают добавленную стоимость, вспомогательные процессы (управление финансами, управление персоналом и т.д.) формируют инфраструктуру предприятия.

Известно несколько эталонных моделей процессов предприятия, которые объединили в себе опыт и экспертные знания, полученные за последние 10-15 лет интенсивных работ по “перестройке” функциональных систем управления в системно-ориентированные. Одна из таких моделей, так называемая “13-процессная модель” (рис. 1), представляет собой практически все основные и вспомога-

тельные процессы предприятия. Специфика каждого отдельного предприятия заключается непосредственно в том, как устроены и реализованы эти процессы.

Таким образом, РП с современной точки зрения представляет собой не множество отделов, а совокупность бизнес-процессов.

На рис. 2. показана укрупненная схема разделения на основные и вспомогательные процессы для РП.

В работах [3, 4] декларируется пять уровней улучшения процессов на предприятии. Уровни непрерывного улучшения бизнес-процессов (BPI) предприятия показаны на рис 3.

Краткая характеристика пяти уровней улучшения бизнес-процессов на предприятии:

1. *Динамик-Хаос* — дисбаланс коммерческих, производственных и финансовых целей. Хаос характеризуется отсутствием системного взгляда. Предприятие рассматривается как совокупность отдельных элементов.
2. *Контроль* — балансировка коммерческих, производственных и финансовых целей предприятия. Данный уровень подразумевает «налаженный» учет и контроль основных мероприятий на предприятии.
3. *Оптимизация* — оптимизация (упрощение) основных бизнес-процессов на предприятии, что ведет к снижению издержек.
4. *Адаптация* — адаптивность бизнес-процессов к условиям внешней среды.
5. *Мировой класс* — возможность предприятия формировать рынок.

Каждый BPI-уровень можно охарактеризовать с точки зрения качества готовой продукции (ГП) и критериев управляемости процессов, т.е. оценки бизнес-процессов на полноту и точность.

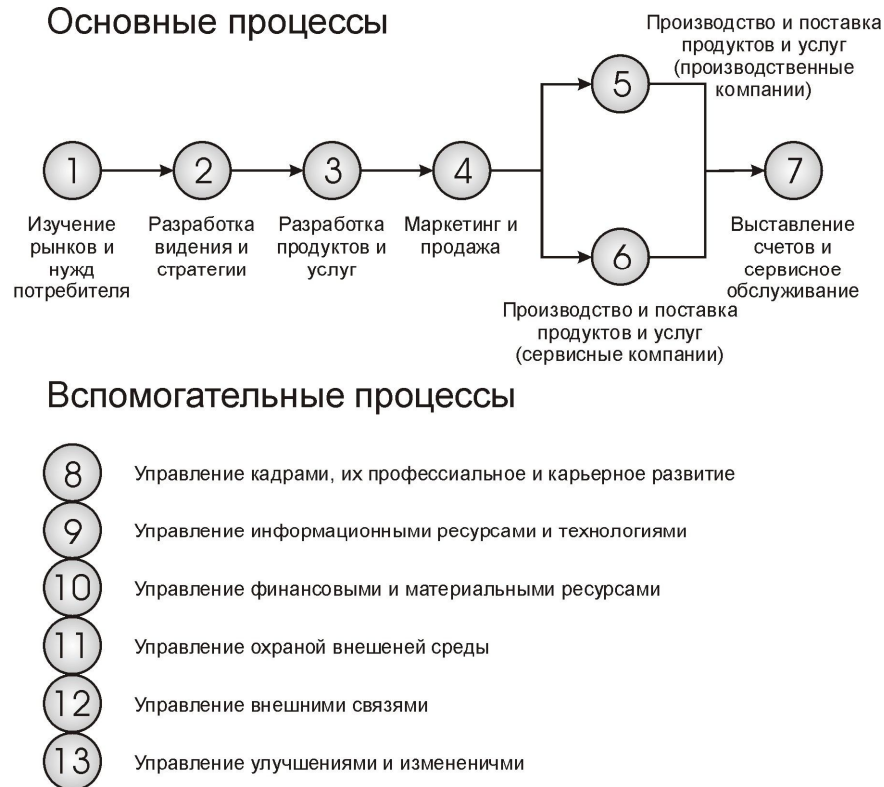


Рис. 1. “13-процессная модель” внутренних бизнес-процессов предприятия

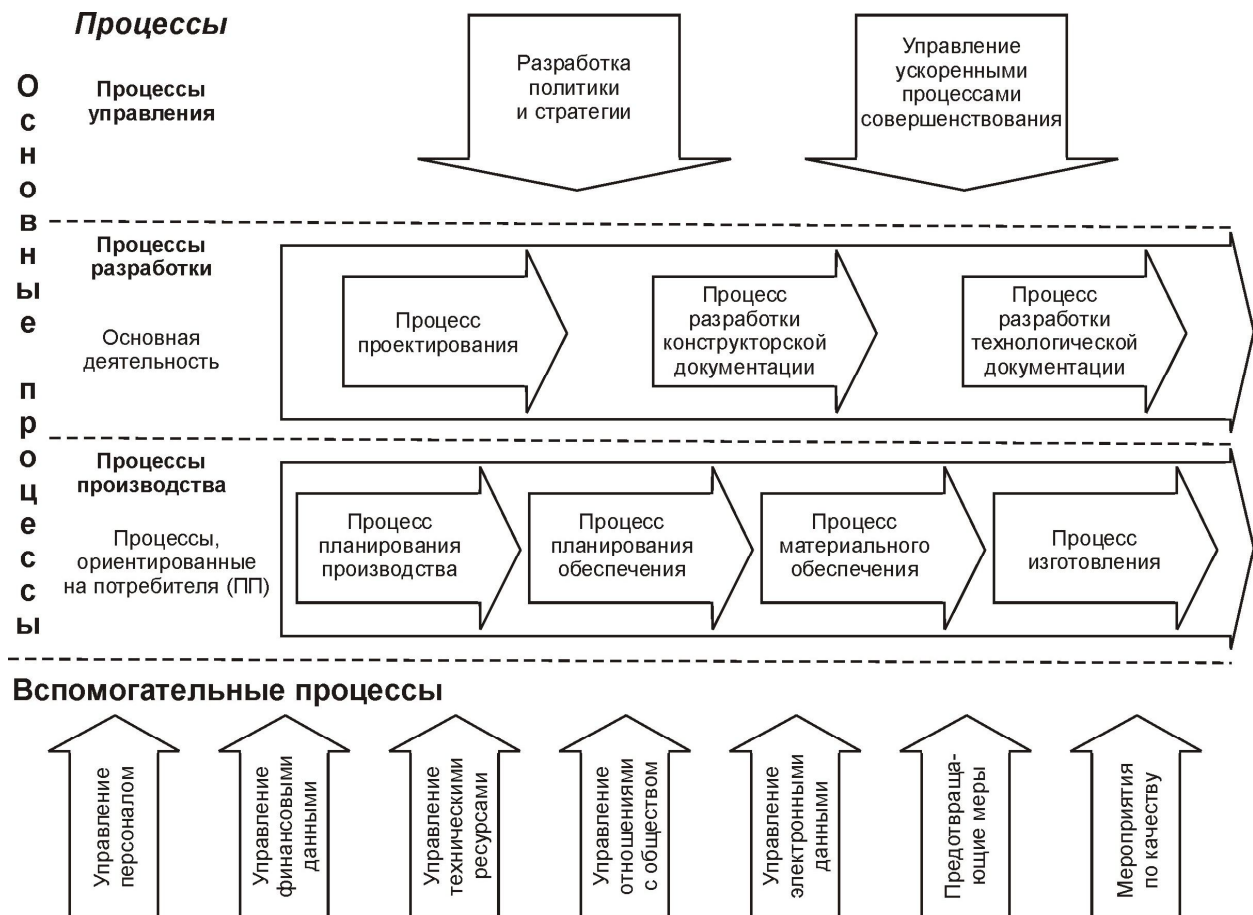


Рис. 2. Основные и вспомогательные внутренние бизнес-процессы РП

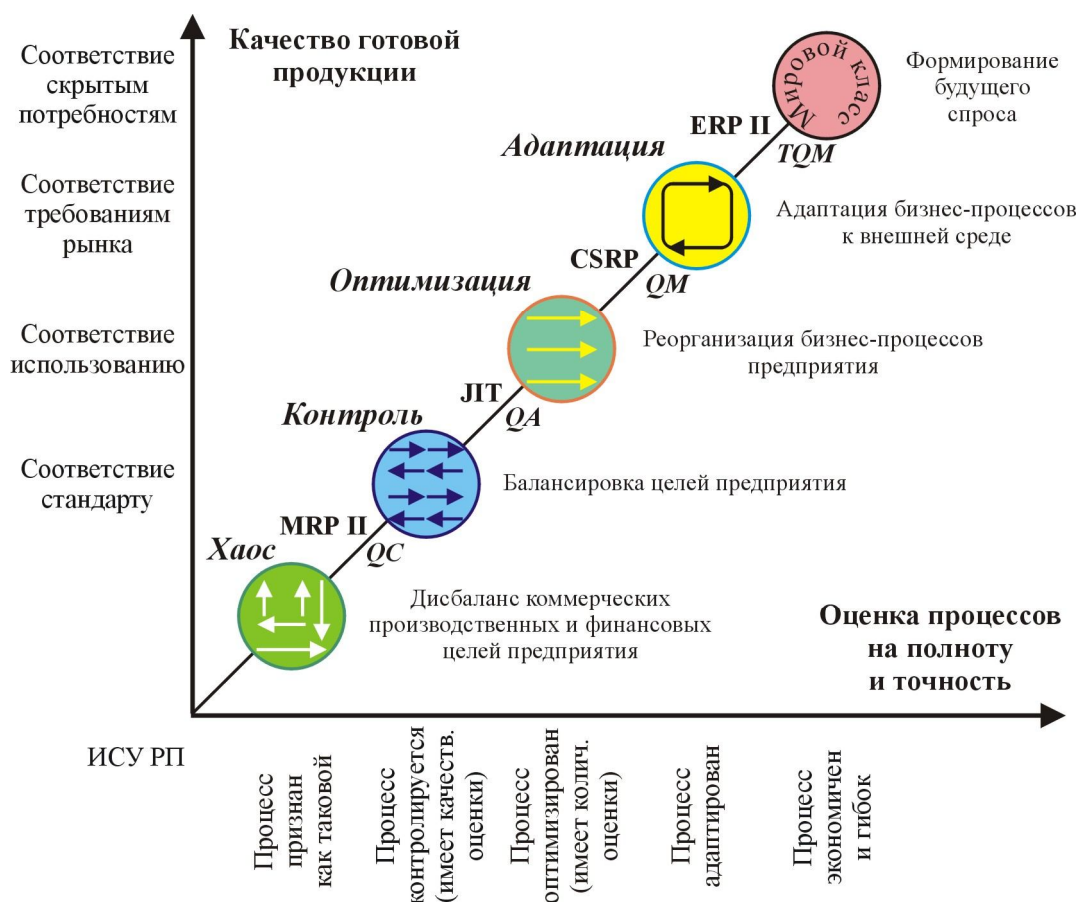


Рис. 3. Уровни непрерывного улучшения бизнес-процессов (BPI) предприятия

Переход предприятия с одного уровня BPI на следующий есть, в большей степени, изменение производственной философии на предприятии, а методики и технологии являются инструментами данного культурологического преобразования предприятия. Переход должен быть постепенным и включать в себя:

- развитие производственной философии (философий улучшения – TQM, JIT);
- развитие существующих бизнес-методик, использование передовых методик управления предприятием: MRP II, ERP, CSRP, ERP II, ISO 9000-2000;
- развитие ИС: внедрение и сопровождение ИТ, которые рассматриваются в качестве инструментов улучшения (ERP-система как часть ИСУ РП).

Построение ИСУ РП в машино-, приборостроении

Крупный проект по созданию ИСУ РП всегда включает в себя множество задач, связанных с общим управлением проектом, разработкой программного обеспечения (ПО), проектированием ИС, внедрением ERP-системы, каждая из которых сама по себе является проектом с присущими ему особенностями. Под крупным понимается проект, в котором:

- сметная стоимость – десятки - сотни тысяч долларов;
- срок реализации – от года и выше;
- число вовлеченных участников – от нескольких десятков до сотен человек, которые работают в организациях, часто территориально удаленных друг от друга;

- развиты цепочки субподрядных работ.

Как правило, вести такие проекты без реально действующей системы управления качеством практически невозможно. Даже если на начальном этапе предприятия, взявшиеся за реализацию крупных проектов, не задумываются об этом, осознание необходимости системы управления качеством проекта приходит довольно быстро. Особенно, когда проблемы управления начинают расти с каждым днем в геометрической прогрессии.

По рассматриваемой проблеме [3, 4, 7, 8] приводятся только примеры удачных завершений первых этапов (и не более) построения ИСУ на предприятиях или примеры интеграции ИС.

Предлагаемый метод построения ИСУ РП основан на следующих ниже принципах:

- процессно-ориентированный подход к управлению предприятия;
- четкое описание всех существующих и вновь появляющихся внутренних бизнес-процессов предприятия;
- постоянная оптимизация / улучшение внутренних бизнес-процессов предприятия и информационной поддержки – ИС (т.е. изменение компонентов или дополнение новыми компонентами ИСУ РП);
- постоянное улучшение качества выпускаемой продукции и удовлетворение заказчиков (клиентов);
- стандартизация и сертификация деятельности предприятия.

Основной задачей при построении ИСУ, когда предприятие использует процессно-ориентированный подход к управлению, является переход от бизнес-процессов к информационной поддержке – ИС (компонентам ИСУ РП) [9].

Построения ИСУ большинство предприятий не начинают с нуля, а с существующих ИС, оптимизируя их или заменяя новыми системами.

$$\text{ИСУ} = \left(\bigcup_{i=1}^n \text{ИС}_i \right) + \left(\bigcup_{j=1}^m \Delta \text{ИС}_j \right),$$

где ИС_i - существующие ИС;

$\Delta \text{ИС}_j$ - улучшенные или новые ИС;

$\bigcup$ - знак объединения обозначает тесную интеграцию ИС как элементов ИСУ.

Каждый основной и вспомогательный внутренний бизнес-процесс РП (рис. 2) требует своей определенной информационной поддержки (рис. 4).

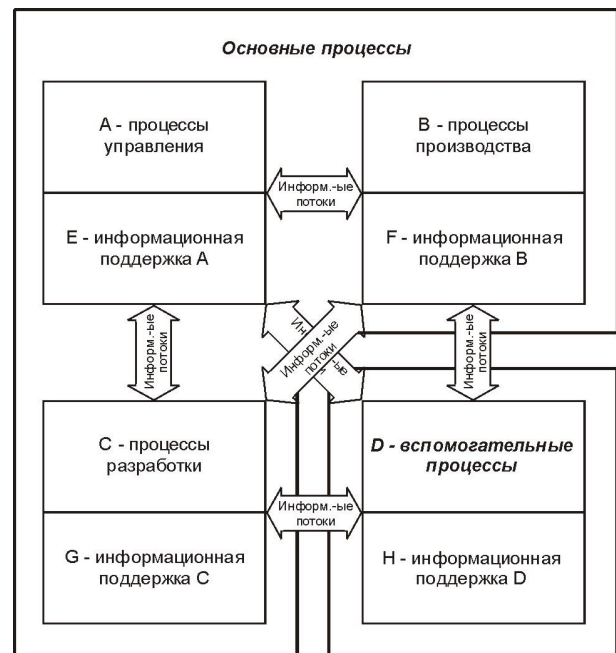


Рис. 4. Схема взаимодействия внутренних бизнес-процессов РП

Непрерывное улучшение деятельности предприятия заключается в постоянном улучшении бизнес-процессов и их информационной поддержке (ИС).

Информационная поддержка требует научно-технического обоснования и определения технико-экономического эффекта от внедрения соответствующих бизнес-методик и программно-аппаратных средств. При изменении (или улучшении) какого-нибудь внутреннего бизнес-процесса (или ИС) почти сразу происходит изменение (или улучшение) его информационной поддержки – ИС (или внутреннего бизнес-процесса). Но в большинстве случаев происходит так, что при улучшении бизнес-процессов выдвигаются определенные требования к ИС, и это

может повлечь за собой пересмотр основных принципов и компонент ИСУ РП. Данное утверждение можно представить в следующем виде:

Если $A \cup \Delta A = A'$, то $E \cup \Delta E = E'$.

Если $B \cup \Delta B = B'$, то $F \cup \Delta F = F'$.

Если $C \cup \Delta C = C'$, то $G \cup \Delta G = G'$.

Если $D \cup \Delta D = D'$, то $H \cup \Delta H = H'$.

И соответственно наоборот:

Если $E \cup \Delta E = E'$, то $A \cup \Delta A = A'$.

Если $F \cup \Delta F = F'$, то $B \cup \Delta B = B'$.

Если $G \cup \Delta G = G'$, то $C \cup \Delta C = C'$.

Если $H \cup \Delta H = H'$, то $D \cup \Delta D = D'$.

где A', B', C', D' – улучшенные процессы;

E', F', G', H' – улучшенная информационная поддержка.

Примерная схема интеграции компонентов ИСУ РП показана на рис. 5. Принципы построения ИС более подробно рассмотрены в работе [10].

Заключение

Таким образом, получен слабоформализованный метод построения ИСУ РП на основе принципов непрерывного улучшения бизнес-процессов. Доказательством предложенного метода является практический результат для одного из РП (рис. 5). Полученные практические результаты позволяют судить об экономической эффективности предложенного метода, которые могут быть получены при правильном подходе к построению ИУС и умелом использовании современных ИС и СМК. В дальнейшем метод может быть разработан и обобщен для различных типов предприятий.

Литература

1. Самуэльссон А. Саморегулирующийся бизнес, как сориентировать процессы на требования

заказчиков // Методы менеджмента качества. - №4. - 2002. - С. 18-21.

2. Стивенс А. Путь к качеству VOLVO CARS GENT // Созвездие качества '2000. - Материалы международного проекта. - С. 125-143.

3. Волчков С.А., Балахонова И.В. Бизнес-моделирование для совершенствования деятельности промышленного предприятия // Компьютер-Пресс.-№11.-2001. (www.compress.ru/Article.asp?id=2648)

4. Волчков С.А., Балахонова И.В. Инструменты совершенствования деятельности предприятия // Методы менеджмента качества. - №5. - 2002. - С. 15-21.

5. Адлер Ю., Щепетова С. Качество: все выше, и выше, и выше ... // Система экономики качества. - №8. - 2002. - С. 64-67.

6. Шестаков А. Процессный отход // Система экономики качества. - №11. - 2002. - С. 66-69.

7. Кошелев В., Никофоров Д. Флагман морского кораблестроения и системы КОМПАС // САПР и графика. - №10. - 2002. - С. 100-103.

8. Родионов А., Садовников Д. Комплексная система управления предприятием // САПР и графика. - №11. - 2002. - С. 19-21.

9. Попов В.А. Концепции построения информационных систем на основе системного анализа объектов информатизации // Авіаційно-космічна техніка і технологія. - Вип. 33. - С. 271-278.

10. Попов В.А., Котляров А.В. Анализ принципа построения компьютерных систем для производственных предприятия // Авіаційно-космічна техніка і технологія. - Вип. 29. - С. 133-143.

Поступила в редакцию 02.04.03

Рецензенты: канд. техн. наук, начальник отдела ИПО Карюк А.П., ОАО "АО НИИРИ", г. Харьков; канд. техн. наук, доцент Губка С.А., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.

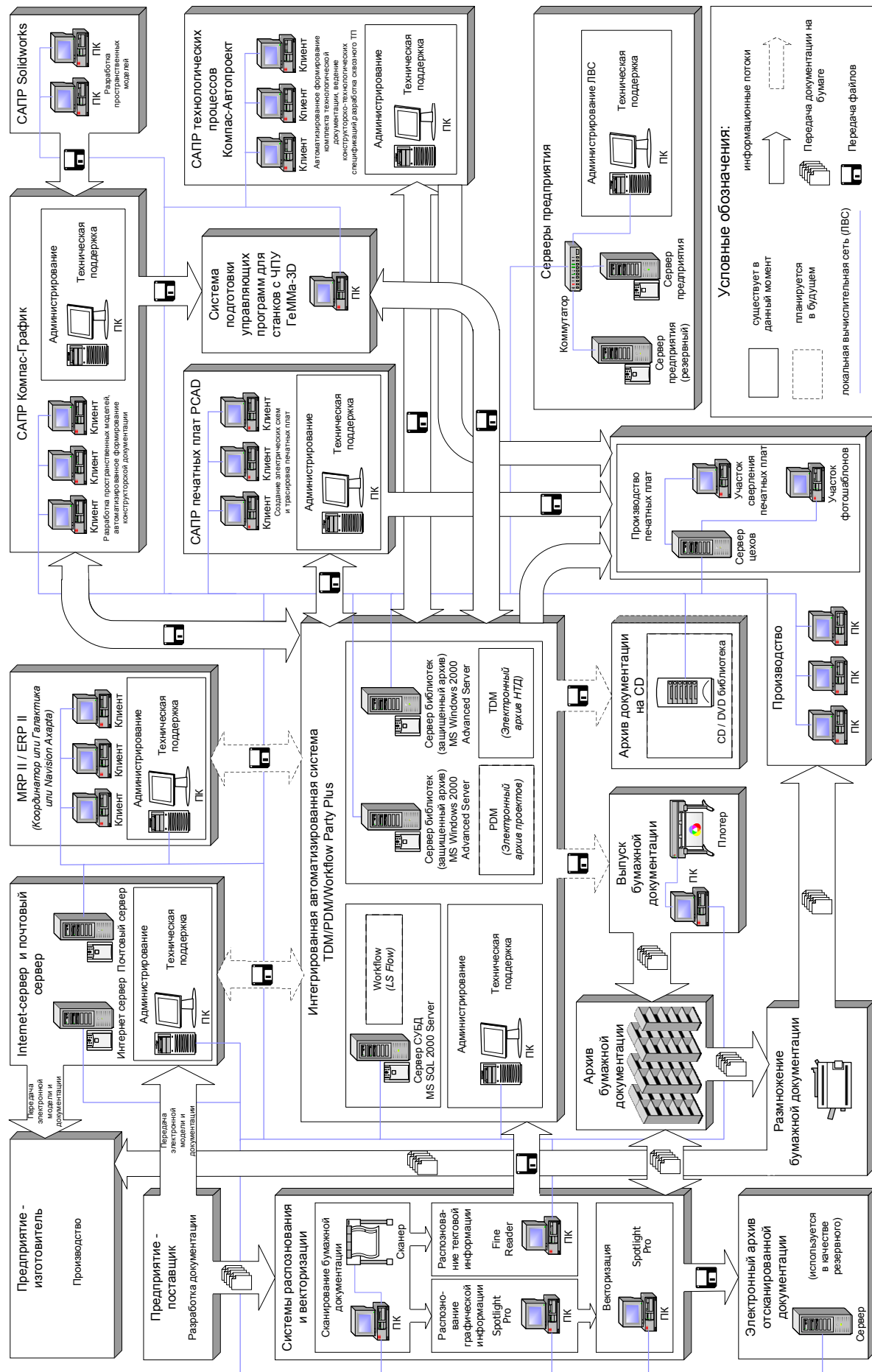


Рис. 5. Схема интеграции компонентов ИСУ РП

УДК 681.322

ПОСТРОЕНИЕ РОЛЕВЫХ ПРОТОКОЛОВ УПРАВЛЕНИЯ В СЛОЖНЫХ СОЦИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ

Е.А. Дружинин¹, канд. техн. наук, Д.А. Горлов¹, А.А. Сиора²

¹ Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ»,

² ЗАО «Радий»

Предложены принципы построения ролевых протоколов управления в сложных социотехнических системах.

* * *

Запропоновані принципи створення ролевих протоколів управління в складних соціотехнічних системах.

* * *

The principles of building the roles protocols in complex sociotechnical systems are proposed.

Одним из факторов успешного функционирования организации является эффективность работы ее управляющей структуры. С ростом сложности решаемых задач усложняется и система управления организацией. Современные сложные социотехнические системы (ССТС) являются распределенными и многоуровневыми системами, оценка эффективности структур управления в которых является сложной задачей.

Известные методики исследования функционирования управляющих структур не вполне применимы в современных экономических условиях, так как разработки представителей советских научных школ относятся к плановой экономике, а исследования западных авторов проводятся для стабильных экономических ситуаций.

В то же время создание методов и моделей анализа эффективности организационного управления в сложных социотехнических системах позволит принимать обоснованные решения по оптимизации процессов и структур управления в сложных системах, а значит, позволит снизить затраты на содержание административного аппарата, повысить надежность управления.

Одним из известных подходов к построению моделей функционирования систем управления является подход, основанный на методах теории систем массового обслуживания (СМО) [1]. Этот класс

моделей хорошо изучен и обладает широкой областью применимости. Но представление моделей функционирования в виде СМО – удобный математический аппарат для исследования только в том случае, когда число состояний системы сравнительно невелико и существует большой объем статистических данных о функционировании системы.

Лучшие возможности моделирования ССТС предоставляет агрегативный подход [2]. Агрегат, используемый в этом подходе, является унифицированным строительным элементом для описания функционирования разнородных элементов систем. Это позволяет раскрыть функционирование системы (управления) через функционирование сопряженных агрегативных моделей элементов. Агрегат характеризуется множествами моментов времени T , состояний в каждый момент времени Z , входных X_0 и выходных сигналов Y_0 . Для задания правил функционирования агрегата вводятся: два оператора – оператор переходов H и оператор выходов G , понятие состояние агрегата, в которое может перейти агрегат за малый промежуток времени $z(t+0)$. Агрегативное описание элемента оказывается достаточно универсальным. К агрегативному представлению может быть сведен широкий класс математических моделей функционирования элементов (язык теории дискретных автоматов, системы дифферен-

циальных уравнений, модели массового обслуживания на основе алгоритмического описания).

Однако, хотя агрегативный подход и является достаточно общим и универсальным, он обладает определенной ограниченностью при исследовании сложных систем, обладающих большим множеством наборов состояний.

Таким образом, для исследования функционирования управляющих структур необходимо предложить метод построения формализованной модели ССТС, описывающей как структуру систем, так и процесс их функционирования.

В работе [3] проведен анализ ССТС, описаны подходы к анализу эффективности организационных структур. В работе [4] приведена модель формализованного представления управляющих структур и предложены подходы к формализации описания процессов управления в ССТС. В данной статье на основе подходов, описанных в [4, 5], предлагается формализованное описание протоколов управления в ССТС.

Топологически управляющая структура ССТС представляет собой набор ориентированных графов иерархии подчиненности узлов системы и ориентированных графов каналов передачи данных в системе.

Любая ССТС имеет множество целей G своего существования и, соответственно, множество функциональных задач $Z_\Phi = \{z_{\Phi_k}\}$, которые она должна решать для достижения целей из G .

Уровень декомпозиции задач системы может быть определен с помощью понятия элементарной задачи $Z_\exists$, под которой в данной работе будем понимать такую функциональную задачу, которая может быть решена узлом системы без взаимодействия с подчиненными ему узлами.

Для успешной формализации процессов управления в ССТС необходимо создание системы классификации узлов, участвующих в решении задачи с

точки зрения характера задач управления, решаемых ими относительно текущей функциональной задачи.

Для определения такой системы классификации узлов необходимо создание перечня ролей, которые узлы управляющей структуры могут играть по отношению к функциональным задачам. Для каждой функциональной задачи может быть определен следующий набор задач управления, которые должны быть выполнены управляющей структурой:

- 1) инициация решения;
- 2) приказ на решение;
- 3) контроль и управление решением;
- 4) анализ результатов выполнения.

При возрастании сложности функциональных задач возрастает количество узлов, привлекаемых к их решению, и, соответственно, возрастает сложность задачи контроля и управления решением. Это связано, прежде всего, с необходимостью координации действий узлов управляющей структуры при решении текущей задачи. Поэтому в рамках настоящего исследования представляется целесообразным выделить задачи координации в отдельную задачу управления.

Цикл действий узла организационной структуры по решению задачи управления состоит из последовательного решения следующих задач: анализ сложившейся ситуации, принятие управленческого решения, передача управляющего воздействия. Передача управляющего воздействия происходит в рамках правил информационного обмена, принятого в системе.

Под элементарным протоколом управления будем понимать такой специализированный протокол обмена, который определяет правила взаимодействия двух узлов, один из которых является непосредственным начальником, а другой – подчиненным.

Анализ показывает, что вид элементарных протоколов управления в организационной структуре полностью определяется характером задач управле-

ния, решаемых узлами в процессе выполнения задач из Z_{Φ} .

Приняв в качестве основы предложенный выше набор задач управления, можно определить следующую систему классификации ролей:

1. Инициатор (И, $NRI_{a_i}^{z_k}$)

В функции этой роли входит генерация заявок на решение задач. При этом узел, играющий эту роль, не имеет полномочий отдавать приказ на решение задачи, он просто является заказчиком.

2. Узел, принимающий решение о выполнении задачи (ЛПР, $NRD_{a_i}^{z_k}$)

Эта роль имеет наивысшие полномочия относительно текущей задачи. В функции этой роли входят определение целесообразности решения задачи. Узел, играющий эту роль, отдает приказ на решение задачи и определяет узел, которому делегируются полномочия и ответственность по управлению выполнением поставленной задачи. Узлы этой роли делают выводы о качестве выполнения работы.

3. Управляющий решением (УР, $NRM_{a_i}^{z_k}$)

В функции этой роли входит управление и контроль над решением задачи. При необходимости узлы, играющие эту роль, определяют узлы, которым делегируются полномочия и ответственность по координации решения задачи.

4. Координатор (К, $NRC_{a_i}^{z_k}$)

В функции этой роли входит координация работы соисполнителей, решающих подзадачи текущей задачи. Узел, играющий эту роль, определяет условия, при которых могут выполняться очередные подзадачи текущей задачи, а значит, является инициатором решения подзадач.

5. Непосредственный исполнитель (НИ, $NRE_{a_i}^{z_k}$)

Функцией этой роли является непосредственное исполнение элементарной функциональной задачи.

Предлагаемая иерархия ролей показана на рис. 1.

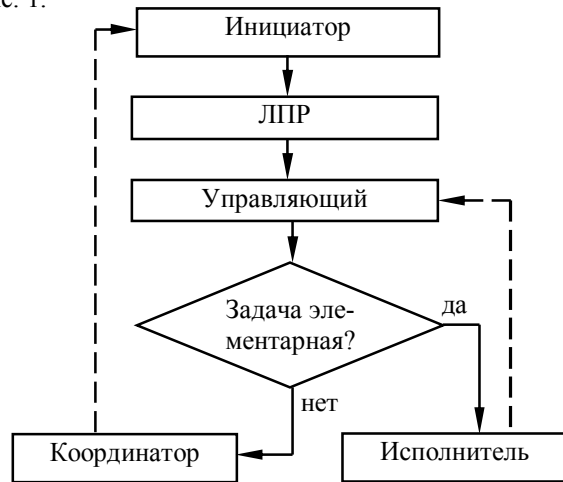


Рис.1. Иерархия ролей в ССТС

В [5] приведен базис операций управления в ССТС. Этот базис операций описывает взаимодействие узлов управляющей структуры без учета специфики ролей этих узлов и может использоваться при моделировании взаимодействия пар узлов, решающих задачи управления решением функциональной задачи. При моделировании действий всей управляющей структуры по решению функциональной задачи нельзя ограничиваться только моделированием взаимодействия пар узлов, так как возможное объединение в одном узле полномочий по решению нескольких задач управления ведет к качественному изменению протоколов управления. Для такого моделирования необходимо специфицировать действия узлов организационной структуры ССТС с учетом предложенной классификации ролей. Расширенный базис операций приведен в таблице.

Расширенный базис операций управления в ССТС

№ п/п	Операция	РСА
Общие		
1	Информационный обмен (ИО)	IE
Инициатор		
2	Подготовка инициатора к исполнению	EP
3	Подготовка управляющего воздействия инициатора (подготовка иницирующего воздействия) (ПУВ _И)	CIP _{NRI}
4	Активное управление инициатора (АО _И)	AC _{NRI}
5	Пассивное управление инициатора (ПО _И)	PC _{NRI}
6	Обработка результата инициатором (ОР _И)	RP _{NRI}
Лицо, принимающее решения		
7	Подготовка ЛПР к решению (Принятие решения) (ПР _{ЛПР})	EP _{NRD}
8	Подготовка управляющего воздействия ЛПР (ПУВ _{ЛПР})	CIP _{NRD}
9	Активное управление ЛПР (АО _{ЛПР})	AC _{NRD}
10	Пассивное управление ЛПР (ПО _{ЛПР})	PC _{NRD}
11	Формирование ответа (ФО _{ЛПР})	AF _{NRD}
12	Обработка результата (ОР _{ЛПР})	RP _{NRD}
Управляющий решением		
13	Подготовка к исполнению УР (ПИ _{УР})	EP _{NRM}
14	Подготовка управляющего воздействия УР (ПУВ _{УР})	CIP _{NRM}
15	Активное управление УР (АО _{УР})	AC _{NRM}

16	Пассивное управление УР (ПО _{УР})	PC _{NRM}
17	Формирование ответа УР (ФО _{УР})	AF _{NRM}
18	Обработка результата УР (ОР _{УР})	RP _{NRM}
Координатор		
19	Подготовка к исполнению координатора (ПИ _К)	EP _{NRC}
20	Подготовка управляющего воздействия координатора (ПУВ _К)	CIP _{NRC}
21	Активное управление координатора (АО _К)	AC _{NRC}
22	Пассивное управление координатора (ПО _К)	PC _{NRC}
23	Формирование ответа координатора (ФО _К)	AF _{NRC}
24	Обработка результата координатора (ОР _К)	RP _{NRC}
Непосредственный исполнитель		
25	Подготовка к исполнению исполнителя (ПИ _И)	EP _{NRE}
26	Непосредственное исполнение (НИ)	EXE _{NRE}
27	Формирование ответа исполнителя (ФО _И)	AF _{NRE}

Анализ предложенного базиса показывает, что для ролей инициатора, ЛПР и управляющего решением в предложенном базисе алгоритмы исполнения могут быть определены в следующем виде:

$$EXE_{NRI} = CIP_{NRI} \cdot IE \cdot A(P)C_{NRI} \cdot IE \cdot RP_{NRI};$$

$$EXE_{NRD} = CIP_{NRD} \cdot IE \cdot A(P)C_{NRD} \cdot IE \cdot RP_{NRD};$$

$$EXE_{NRM} = CIP_{NRM} \cdot IE \cdot A(P)C_{NRM} \cdot IE \cdot RP_{NRM}.$$

На основе предложенного базиса операций могут быть сформированы типовые протоколы управления, показанные на рис. 2.

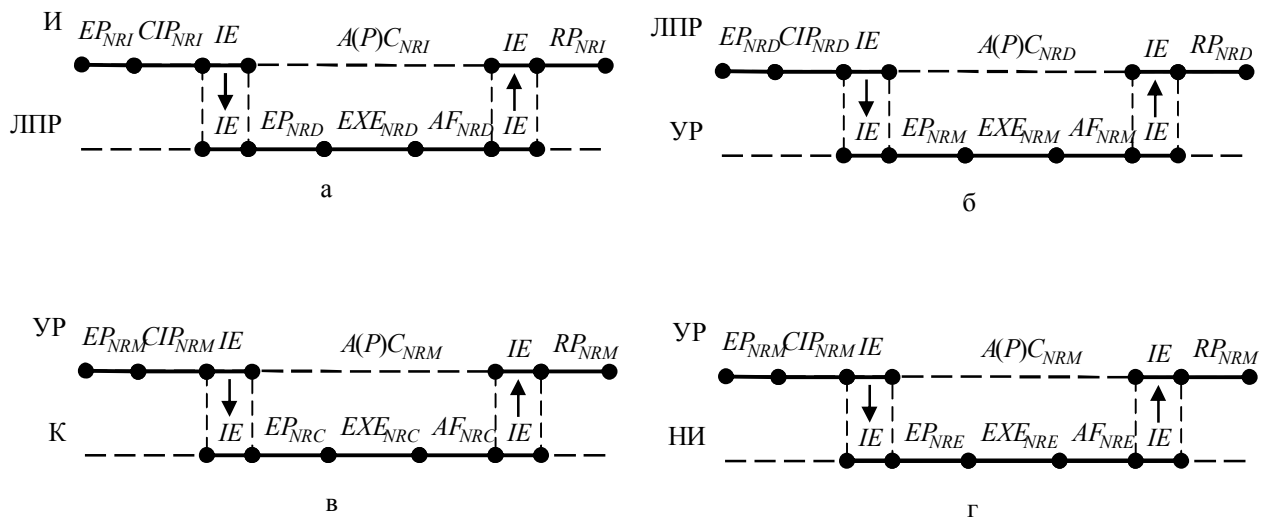


Рис.2. Типовые протоколы управления в ССТС

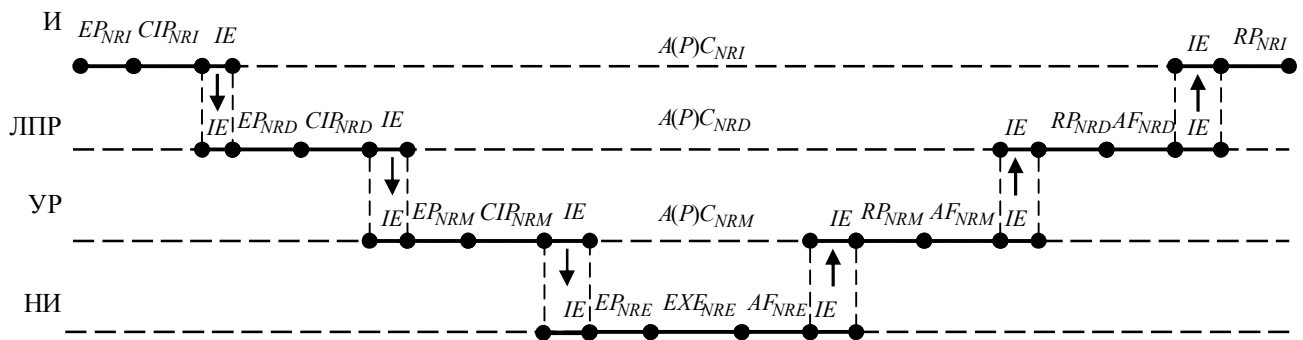


Рис.3. Полный протокол управления решением задачи $z_\phi \in Z_3$

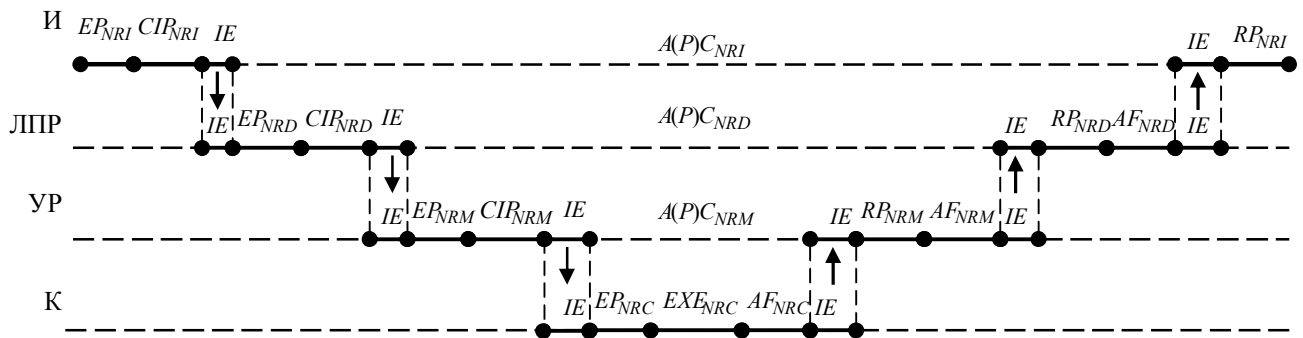


Рис. 4. Полный протокол управления решением задачи $z_\phi \notin Z_3$

На основе предложенных типовых элементарных протоколов управления формируются полные протоколы управления решением функциональных задач.

Процесс решения функциональной задачи $z\phi_i$ системой организационного управления в Гантовском представлении в предложенном базисе операций показан на рис.3 для случая, когда $z\phi_i \in Z_{\exists}$ (функциональная задача является элементарной), и на рис.4 для случая, когда $z\phi_i \notin Z_{\exists}$ (функциональная задача является комплексной).

Если при решении некоторой задачи узел содержит в себе роли, смежные в иерархии ролей, будет иметь место свертка протоколов взаимодействия этих ролей. Если задача является элементарной, то управляющий ее решением является непосредственным исполнителем, а сама задача не будет иметь координатора.

Правила свертки могут быть определены с помощью системы продукционных правил, описывающей зависимость протоколов управления от совмещения узлами управляющих ролей.

Заключение

В статье предложено формализованное представление протоколов управления в ССТС, предложен базис элементарных операций управления в ССТС.

С помощью результатов, полученных в данном исследовании и в работах [4-5], может быть построена модель функционирования ССТС, которая применима для исследования процессов управления в сложных социотехнических системах при решении ими относительно простых задач, когда задача координации рассматривается как элементарная задача управления.

Для моделирования решения ССТС комплексных задач необходимо декомпозировать задачу ко-

ординации и построить модель ее формализованного представления. Модель, построенная с помощью предлагаемых подходов, может являться исходной для проведения статического и динамического анализа функционирования ССС в целях получения качественных и количественных характеристик для управляющих узлов и всей ССС в целом.

Использование данного подхода позволяет проводить анализ эффективности управления проектными организациями, подразделениями финансовых структур, системами управления производством, предприятиями различных форм собственности.

Литература

1. Рыжиков Ю.И. Теория очередей и управление запасами. – С.-Петербург: Питер, 2001. – 376 с.
2. Бусленко Н.П. Автоматизация имитационного моделирования сложных систем. – М.: Наука, 1977. – 240 с.
3. Научно-методологическое обеспечение управления сложными проектами / Под ред. М.М.Митраховича. – К.: Техника, 2002. – 369 с.
4. Дружинин Е.А., Луханин М.И., Горлов Д.А. Формализованное представление процессов управления в сложных социотехнических системах // Технология приборостроения. – 2001, №1-2, С.40-44.
5. Дружинин Е.А., Бек В.А., Горлов Д.А. Алгоритмические модели организационного управления в сложных социотехнических системах // Системы обработки информации. – 2002. – Вып. 5(21) – С.288-294.

Поступила до редакції 08.04.03

Рецензенти: канд. техн. наук, професор Попов В.О., Національний аерокосмічний університет “ХАІ”, м. Харків; канд. техн. наук, директор управління надійності та ресурсу Поліщук С.М., ТОВ “Енергоа-том Харків проект”, м. Харків.

УДК 658.52.011

ЭНТРОПИЙНЫЙ ПОДХОД ПРИ ОЦЕНКЕ ИНФОРМАТИВНОСТИ ФАКТОРОВ В МОДЕЛЯХ АНАЛИЗА ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ИННОВАЦИОННЫХ ПРОЕКТОВ

О.В. Малеева, канд. техн. наук, О.В. Максименко

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

Предлагается схема анализа достоверности исходной информации. Изложена методика оценки информативности факторов в моделях анализа технико-экономических показателей инновационных проектов.

* * *

Пропонується схема аналізу вірогідності вихідної інформації. Викладено методику оцінки інформативності факторів у моделях аналізу техніко-економічних показників інноваційних проєктів.

* * *

In the article the schema of the analysis of veracity of an input information is offered. The technique of an estimation of self descriptiveness of the factors in models of the analysis of overall economics innovation projects is set up.

Актуальность. Для успешного развития экономики Украины на современном этапе необходимо создание новых технологий и разработок, что приводит к стимуляции внедрения инновационных проектов. В настоящее время существует большое количество методов оценки и прогнозирования технико-экономических показателей нововведений на различных этапах инновационного проектирования [1 - 3]. В научной литературе слабо освещён вопрос выбора методов в зависимости от этапа проектирования. В источниках [1 - 5] приведены рекомендации по выбору методов, однако они не исчерпывают проблему полностью. Обзор источников и рекомендации по допустимой точности результирующих показателей в зависимости от этапов управления проектом были опубликованы в статьях [2, 6]. Однако эффективность применения того или иного метода зависит от множества факторов. Один из наиболее важных – достоверность результатов. Процедура выбора метода является творческой и неформализуемой и представляет собой наиболее сложную проблему в общем комплексе проблем анализа и прогнозирования технико-экономических показателей нововведений. Для её решения необходимо провести анализ достоверности результатов, полученных в результате проектирования и оценки

нововведений. Методы анализа технико-экономических показателей инновационного проекта выбираются в зависимости от этапа разработки проекта и имеющейся информации. От правильного выбора метода существенно зависит достоверность полученных результатов.

Постановка задачи. Задача состоит в том, чтобы оценить информативность факторов в моделях анализа технико-экономических показателей инновационных проектов. Подходы к решению таких задач можно обнаружить в теории информации и теории анализа данных [1, 7].

Вероятностный характер образования погрешностей экономических показателей позволяет рассматривать их как случайные величины, характеристикой которых является распределение вероятности этих величин. Величина самой погрешности изменяется в зависимости от случайного изменения факторов, внешних условий, характера измерений, т. е. в этом случае погрешности будут носить характер случайных функций или случайных процессов. Таким образом, наиболее полной характеристикой погрешностей показателей является изучение их распределений в статике и динамике и статистические оценки в виде математического ожидания, дисперсий, корреляционной функции, спектра дис-

персий и др.

На ранних стадиях проектирования нового изделия необходимо иметь выражения таких выходных (результатирующих) показателей, как объём или себестоимость продукции через входные показатели: количество работников, тип сырья, количество и качество оборудования; эффективность производства через объём реализованной продукции, рентабельность, себестоимость продукции и т.п. [7].

Ранее для представления качественных данных использовался тот же язык, что и для количественных признаков, – язык многомерных распределений и плотностей. Сейчас успешно используются модели и методы анализа данных, основанные на адекватном количественном представлении качественной информации. Имеются три основные модели для качественных данных [7]:

- распределения признаков (многомерные таблицы сопряженности);
- таблицы объект-признак;
- матрицы связи между объектами.

Выбор шкалы измерения всех показателей необходимо осуществлять на этапе предварительного анализа (рисунок). При этом следует учитывать, что часть показателей имеет установившиеся шкалы измерений, для другой части приходится решать вопросы выбора шкалы. Необходимо устанавливать такие градации шкал измерения, которые обеспечивали бы минимальные потери информации для удовлетворения требований, обеспечивающих корректное применение метода. Проблема адекватности должна неизменно рассматриваться при выборе шкал переменных и определении допустимых действий и преобразований над ними. В противном случае полученные результаты и сделанные выводы могут быть ошибочными.

Наиболее часто встречающиеся в экономических исследованиях шкалы приведены в таблице.

Если показатель качественный, то возникает необходимость перевода его на численный язык.

Даже если показатель вполне конкретно и адекватно отображает реальное явление, «перевод» его на численный язык статистики или перекодирование с языка слов на язык цифр может оказаться неудовлетворительным. Совпадение качественного понятия и его численного значения может произойти в том случае, если измерительный аппарат (в частности, измерительные шкалы) будет в состоянии точно объяснить и описать соответствующие свойства изучаемого объекта. Измеряемое свойство, которым здесь непосредственно может выступать «количество и качество оборудования», «квалификация работников», всегда значительно богаче, чем возможности измерительного аппарата, поэтому практически неизбежно несовпадение или так называемое «смещение» в содержании количественного показателя по сравнению с содержанием соответствующего качественного показателя.

Тип признака	Тип шкалы	Допустимое преобразование	Пример
Качественный признак	Номинальная (классификационная)	$x: \mathcal{X} \rightarrow B_x$	“пол”, “профессия”
	Ранговая (порядковая). Шкалы доминирования (направленные) и похожести (ненаправленные)	$\varphi(x)$ монотонно возрастает либо монотонно убывает	“очень нравится”, “нравится”, “всё равно”, “не нравится”, “очень не нравится”
Количественный признак	Шкала наименований и классификаций (абсолютная)	$\varphi(x) = x$	“пол” (мужской – 0, женский – 1)
	Интервальная	$\varphi(x) = \alpha x + \beta$, $\alpha > 0$, β – любое	Шкала измерения времени
	Шкалы подобий (пропорциональные, отношений)	$\varphi(x) = \alpha x$	Масса, длина и т.п.

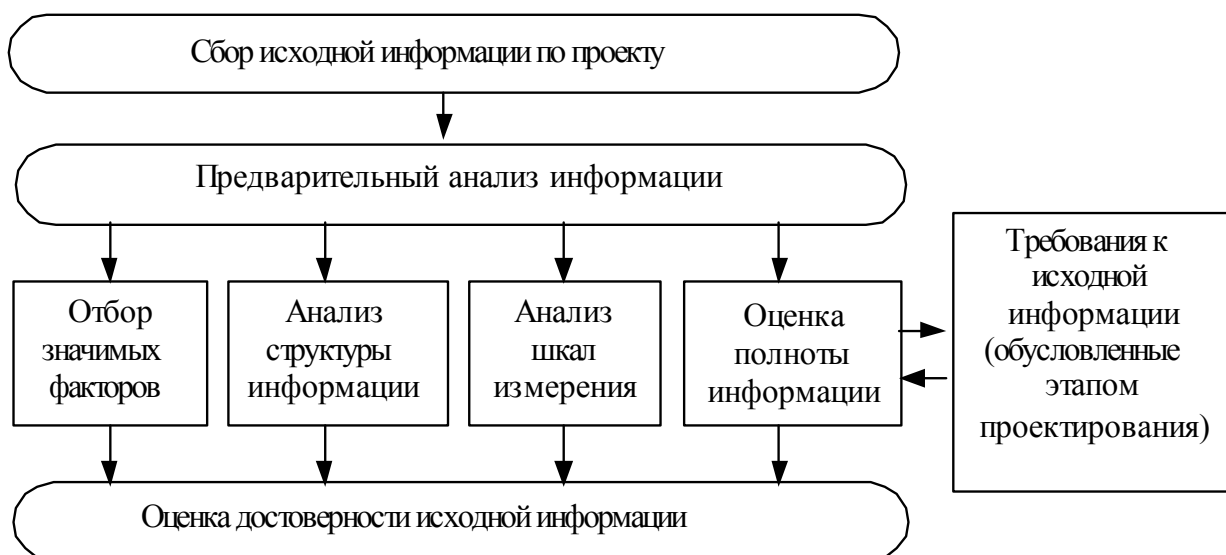


Схема предварительного анализа исходной информации для оценки технико-экономических показателей инновационных проектов.

Перевод количественного признака в качественную форму также сопряжен с потерей информации. Если рассматривать номинальные признаки как категоризованные, огрублённые количественные, то при стремлении к нулю интервалов разбиения оси значений: количественного признака на качественные градации, параметры качественной модели.

Математические модели, используемые в методах оценки технико-экономических показателей, предъявляют определённые требования к исходным данным. Например, методы, использующие аппарат математической статистики, требуют от исходных данных, чтобы они были объективными, сопоставимыми, достаточно представительными для проявления закономерности, однородными и устойчивыми. Одной из важнейших проблем, возникающих при выборе методов оценки проектов, является оценка исходной информации. На рисунке показана схема предварительного анализа исходной информации, предшествующего выбору метода оценки технико-экономических параметров инновационного проекта. Предварительный анализ необходимо выполнять для определения соответствия имеющихся данных тем требованиям, которые предъявляют к ним методы. При этом проводится отбор значимых для данной задачи факторов, анализ структуры информа-

ции, шкал измерения, оценка полноты информации.

При отборе значимых факторов решается вопрос о выборе показателей, наиболее полно характеризующих проектируемое нововведение и оказывающих влияние на результирующие технико-экономические показатели.

Анализ структуры информации представляет собой анализ сопоставимости, однородности, точности исходных данных. Исследуется количество входных показателей и способы их описания.

Анализ шкал измерения подразумевает проверку соответствия видов входных показателей видам применяемых для их описания шкал, а также проверку адекватности числовых утверждений. Например, в исследовании перспективности новых образцов техники приводится числовое утверждение такого вида: отношение предельно допустимой температуры эксплуатации нового образца к лучшему из существующих зарубежных образцов составляет 1,1. В утверждении неизвестна шкала измерения показателя (в данном случае, температуры), что может привести к неадекватности числового утверждения. Для проверки адекватности числовых утверждений целесообразно сгруппировать все переменные по типам шкал, применяемых для их измерения, и определить допустимые преобразования и

действия для каждой группы. В случае выявления неадекватных выражений необходимо, если это возможно, заменить способ измерения и шкалу переменной.

Оценка полноты информации должна происходить в соответствии с требованиями, обусловленными этапом проектирования. Оценивается качество входных показателей с точки зрения их информативности для описания результирующих технико-экономических показателей.

Результат прогнозирования и оценки технико-экономических параметров инновационного проекта является величиной факторной. Он зависит от цели расчёта и от того, насколько полно учтены факторы данного процесса. При этом критерием точности расчёта не всегда является истинная фактическая величина параметра. Результат расчёта, основанный на учёте нескольких факторов, не может претендовать на согласие с фактическим результатом, сложившимся под влиянием всего многообразия реальных факторов и условий [9]. Показатель точности и надёжности должен свидетельствовать о степени соответствия (определённости, адекватности, изоморфности) нашего знания объекту проектирования или другому критерию достоверности. В общем виде такой показатель должен характеризовать соотношение меры имеющейся информации об объекте y по известным факторам x , т. е. $I_x(y)$, и той неопределённости, которая осталась после учёта факторов x и вызвана средним влиянием всех неучтённых факторов, т. е. условной энтропией y относительно x , а именно $H(y/x)$. Полная информация системы при этом равна:

$$H(y) = I_x(y) + H(y/x).$$

Относительной мерой определённости таких значений является $\frac{I_x(y)}{H(y)}$, а

мерой неопределённости — $\frac{H(y/x)}{H(y)}$. В количественных расчётах эта неопределённость обуслови-

вает погрешность расчёта.

Для определения понятия «информация», «информативность признака» будем использовать информационные статистики и «энтропии» Шеннона [1, 8, 10].

Пусть рассматриваются два показателя x_L и x_S ($L, S = \overline{1, N}$), описывающих состояние объекта оценки, который может оказаться в одном из m диапазонов некоторого результирующего (выходного) показателя y . Априорные вероятности отнесения к каждому диапазону $P(\Omega_j)$ заданы плотностями распределения значений показателей $f(x_L)$ и $f(x_S)$, $j = \overline{1, m}$. Априорная неопределённость y , т. е. его энтропия

$$H(y) = - \sum_{j=1}^m P(\Omega_j) \log P(\Omega_j).$$

Если показатель x_L принимает дискретные значения с вероятностями

$$P(x_{Lk}) = \sum_{j=1}^m P(\Omega_j) P(x_{Lk} / \Omega_j), \quad k = \overline{1, n_L},$$

то полная условная энтропия y при изменении всех возможных значений признака x_L :

$$H(y/x_L) = - \sum_{j=1}^m P(\Omega_j) \sum_{k=1}^{n_L} \sum_{i=1}^m P(x_{Lk} / \Omega_j) \times \\ \times P(\Omega_j / x_{Lk}) \log P(\Omega_j / x_{Lk}).$$

Количество информации, получаемое при использовании показателя x_L для описания объекта исследования

$$I(x_L) = H(y) - H(y/x_L) = - \sum_{i=1}^m P(\Omega_i) \log P(\Omega_i) + \\ + \sum_{j=1}^m P(\Omega_j) \sum_{k=1}^{n_L} \sum_{i=1}^m P(x_{Lk} / \Omega_j) P(\Omega_j / x_{Lk}) \times \\ \times \log P(\Omega_j / x_{Lk}).$$

Это соотношение называется энтропией признака, т. е., аналогично с дисперсией, мерой неопре-

делённости качественных и количественных показателей. По Шеннону, энтропия характеризует среднее количество информации, содержащееся в данном показателе, т. е. его информативность.

Определив для каждого из входных показателей величины $I(x_i)$, будем считать, что качество показателя для описания объекта тем выше, чем больше величина $I(x_i)$. При последовательном сравнении двух показателей x_L и x_S принимается, что качество показателя x_L больше, чем x_S , если выполняется условие $I(x_L) > I(x_S)$.

Оценка качества входных показателей с точки зрения их информативности для описания результирующих технико-экономических показателей является важной характеристикой, позволяющей дать обоснованные оценки таким понятиям как, точность, надёжность, достоверность результатов анализа инновационного проекта. Кроме того, эту характеристику можно использовать для оценки риска принятия решения на основании результирующего показателя.

Заключение

Полнота имеющейся входной информации и требования к достоверности результатов являются критериями эффективности применения методов оценки проектов. Полноту информации характеризует среднее количество информации, содержащееся в признаках. Таким образом, разработанная схема предварительного анализа исходной информации позволяет обосновать выбор методов для оценки технико-экономических показателей инновационных проектов в соответствии с этапом проектирования, решаемыми задачами и структурой информации.

Литература

1. Теория прогнозирования и принятия решений / Под ред. С.А. Саркисяна. -М.: Высш. шк. 1977. – 351 с.
2. Малеева О.В., Максименко О.В. Выбор и анализ достоверности методов технико-экономической оценки инновационных проектов // Авіаційно-космічна техніка і технологія: Зб. наук. праць. Вип. 29. – Х: Нац. аерокосмічний ун-т “Харк. авіац. ін-т”, 2002. С. 62-66.
3. Терехин В.И. Повышение эффективности производства новой техники. – М: Экономика, 1987. – 222 с.
4. Чуев Ю.В., Михайлов Ю.Б., Кузьмин В.И. Прогнозирование количественных характеристик процессов. – М.: Сов. радио, 1975. – 400 с.
5. Захарченко В.И. Экономический механизм процесса нововведений/ Под ред. И.П. Продиуса. Всеукраинская академия экономической кибернетики. – Одесса: АОЗП «ИРЭНТ и Т», 1998. – 201 с.
6. Малеева О.В., Митрахович М.М., Максименко О.В. Системный подход при анализе инновационных проектов // Технология приборостроения. - 2001. – №1-2. С. 158 – 163
7. Миркин Б.Г. Анализ качественных признаков и структур. – М.: Статистика, 1980. – 319 с.
8. Управление, информация, интеллект / Под ред. А. И. Берга и др. -М.: Мысль, 1976. – 383 с.
9. Эдельгауз Г. Е. Достоверность статистических показателей. –М: Статистика, 1977. - 278 с.
10. Рабочая книга по прогнозированию/ Под ред. И.В. Бестужева-Лады – М.: Мысль, 1982. – 456с.

Поступила в редакцию 7.04.03.

Рецензенты: канд. техн. наук, доцент Попов В.А., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков; канд. техн. наук, директор управления надёжности и ресурса Полишук С.М., ООО «Энергоатом Харьков проект», г. Харьков.

УДК 519.86

УПРАВЛЕНИЕ ОРГАНИЗАЦИОННО-ПРОИЗВОДСТВЕННЫМИ СИСТЕМАМИ В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ПО ВЕРОЯТНОСТНОМУ КРИТЕРИЮ*В.Г. Кучмиев, канд. техн. наук, В.М. Момот, канд. техн. наук**Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ"*

Предложен метод выбора параметров стратегии управления организационно-производственными системами в условиях неопределенности на основе использования вероятностных требований к нормативным параметрам состояния системы.

* * *

Запропоновано метод вибору параметрів стратегії керування організаційно-виробничими системами в умовах невизначеності на основі використання імовірнісних вимог до нормативних параметрів стану системи.

* * *

The method of a choice of the control strategy parameters of the organization-industrial systems in conditions of uncertainty on the basis of the probability criterion for systems normative condition parameters utilization is offered.

Состояние всех организационно-производственных систем характеризуется совокупностью значений их динамических параметров – определенной группы количественных и качественных характеристик, которые в совокупности определяют организационно- производственную систему как объект исследования. В процессе управления происходит смена значений параметров организации в соответствии с поставленной целью.

Основные управляющие воздействия, направленные на достижение организацией поставленной цели, являются откликом на текущее состояние внешней среды организации. Вследствие неопределенности будущих состояний внешней среды организационно-производственной системы имеет место неопределенность и будущих состояний организации. Поэтому при управлении организацией следует учитывать фактор как неопределенности параметров внешней среды, так и организации самой среды, а в качестве модели неопределенности следует использовать их представление в виде случайных параметров. При этом решение задачи оптимизации параметров управления должно быть осуществлено по целевой функции, содержащей в качестве аргументов случайные параметры. Однако оптимизация классическими методами по параметру, входящему

в целевую функцию, и множество ограничений, которыми представляется задача оптимизации, в условиях ее неопределенности, не представляется вполне корректной.

Прогноз значений исследуемых параметров состояния и показателей функционирования организации в условиях их неопределенности в будущих периодах времени могут быть получены с применением математических методов прогнозирования или экспертных оценок [1]. Широко распространены также подходы, основанные на использовании методов стохастического программирования [2], заключающихся на сведении исходной задачи к виду, который может быть решен известными методами классического анализа и нелинейного программирования, целевые функции которой могут быть вычислены. Однако данные методики ввиду сложности неприменимы для задач высокой размерности, а также в случаях, когда целевая функция имеет негладкий вид.

Поэтому актуальна задача разработки методики, позволяющей выполнять оптимизацию параметров стратегии управления организационно-производственной системой в условиях представления неопределенности внешней и внутренней среды организации в виде случайных параметров.

Рассмотрим метод, оценки состояния и выбора параметров стратегии управления организаций в условиях неопределенности на основе использования аппарата теории вероятностей и математической статистики. При этом исходную задачу рассмотрим в следующей постановке.

Для всех организационно-производственных систем имеются нормативные ограничения по величине целого ряда параметров, характеризующих ее финансовое и экономическое состояние в виде ограничений сверху или снизу:

$$x_1 \leq C_1, \dots, x_j \leq C_j, \dots, x_l \geq C_l, \dots, x_m \geq C_m,$$

где $x_i (i = 1, m)$ – анализируемые параметры состояния производственной системы;

$C_i (i = 1, m)$ – величина ограничения параметров;

m – количество параметров состояния.

Имеется некоторая выбранная стратегия управления организацией

$$\Theta = f(u_1, u_2, \dots, u_l),$$

где $u_1, u_2, \dots, u_l$ – изменяемые параметры стратегии.

Необходимо выбрать их значения такими, чтобы в рамках заданной стратегии обеспечивалось гарантированное выполнение ограничений нормативных параметров состояния организацией с учетом возможных отклонений параметров внешней среды.

Учет случайной природы параметров внешней среды и параметров самой организации приводит задачу оценки состояния организационно-производственных систем к оценке комплексных вероятностных требований к параметрам состояния организации вида

$$P\{x_1 \leq C_1, \dots, x_j \leq C_j, \dots, x_m \leq C_m\}$$

либо к оценке вероятностных требований по отдельным параметрам состояния [3]:

$$\begin{cases} P\{x_1 \leq C_1\}; \\ \dots \\ P\{x_j \leq C_j\}; \\ P\{x_m \leq C_m\} \end{cases}$$

и сравнения с требуемым уровнем выполнения вероятности.

Рассмотрим процедуру оценки уровня выполнения вероятностных требований.

Очевидно, прежде всего, необходимо восстановить основные причинно-следственные связи между элементами организации, взаимодействиями, структурой, другими параметрами организации и целевой функцией управления организацией, т.е. представить критерий оптимальности как функцию от параметров организации. Нужно представлять себе имеющиеся в распоряжении ресурсы управления организацией и ограничения на их величину и с учетом этого далее исследовать влияние выбранных управляемых параметров на критерий оптимальности. Для этого необходимо разработать простейшую модель функционирования организации относительно поставленной перед ней цели с учетом параметров организации и среды, имеющих случайную природу, и задать их законы распределения с указанием конкретных значений параметров этих законов.

В ходе дальнейшего моделирования случайных параметров организации и среды устанавливается формальная связь между событиями, численными показателями возможности их осуществления и введенным вероятностным критерием. Оценка вероятности невыхода нормального случайного дифференцируемого процесса $x_i(t)$ за фиксированный уровень C на некотором интервале времени может быть получена с использованием теории выбросов по приведенным в [3,4] формулам. Вероятности того, что на интервале времени $[t_o, t_o + T]$ не будет ни одного пересечения уровня C , могут быть определены следующим образом:

$$P\{x_i(t) \geq C\} = \lim P\{n^-(T) = 0\} = \exp[-N_1^-(C)T];$$

$$P\{x_i(t) \leq C\} = \lim P\{n^+(T) = 0\} = \exp[-N_1^+(C)T],$$

где $n^+(T)$ и $n^-(T)$ - число положительных и отрицательных пересечений уровня C на рассматриваемом интервале времени $[t_o, t_o + T]$;

$N_1^+(C)$ и $N_1^-(C)$ - среднее число положительных и отрицательных пересечений уровня C в единицу времени, определяемых по формулам:

$$N_1^+(C, T) = \int_{t_o}^{t_o+T} J^+(C, t) dt;$$

$$N_1^-(C, T) = \int_{t_o}^{t_o+T} J^-(C, t) dt;$$

где $J^-(C, t) = \frac{\sigma_1 \sqrt{1-R_1^2}}{2\pi\sigma} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{C-m}{\sigma}\right)^2\right] * \left\{ \exp\left(-\frac{1}{2}M^2\right) - \sqrt{2\pi} M \Phi(M) \right\};$

$$* \left\{ \exp\left(-\frac{1}{2}M^2\right) - \sqrt{2\pi} M \Phi(M) \right\};$$

$$J^+(C, t) = \frac{\sigma_1 \sqrt{1-R_1^2}}{2\pi\sigma} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{C-m}{\sigma}\right)^2\right] * \left\{ \exp\left(-\frac{1}{2}M^2\right) + \sqrt{2\pi} M \Phi(M) \right\};$$

$$* \left\{ \exp\left(-\frac{1}{2}M^2\right) + \sqrt{2\pi} M \Phi(M) \right\};$$

$$M = M(t) = \frac{1}{\sqrt{1-R_1^2}} \left(\frac{m_1}{\sigma_1} + R_1 \frac{C-m}{\sigma} \right);$$

$$m_1 = m_1(t) = \frac{dm(t)}{dt};$$

$$\sigma_1^2 = \sigma_1^2(t) = \frac{\partial^2 K(t_1, t_2)}{\partial t_2} \Big|_{t_1 = t_2 = t};$$

$$R1 = R1(t) = \frac{1}{\sigma\sigma_1} \frac{\partial K(t_1, t_2)}{\partial t_2} \Big|_{t_1 = t_2 = t};$$

$\Phi(Z)$ – табулированный интеграл вероятности;

$m(t), \sigma^2(t)$ – математическое ожидание и дисперсия процесса соответственно;

$K(t_1, t_2)$ – функция корреляции процесса.

Математически задача выбора оптимальных параметров управления организацией по вероятностному критерию может быть записана следующим образом.

Найти такой вектор изменяемых параметров стратегии управления организацией $u_1^*, u_2^*, \dots, u_l^*$, принадлежащих допустимой области U , который обеспечивает

$$P = \max_{u_i \in U} \left\{ P \left[x_1 \leq C_1, \dots, x_j \leq C_j, x_m \geq C_m \right] \right\}$$

для всех моментов времени $t \in [0, T]$.

Очевидно, что в случае предъявления требований к совокупности параметров состояния оптимизация может быть проведена только по приведенному комплексному критерию первого вида. Оптимизация по отдельным вероятностным критериям даст множество несовместных решений, полученных для различных параметров состояния. Поэтому необходимо разработать процедуру определения оптимальных параметров стратегии управления на основе выполнения совместных вероятностных требований для нескольких параметров состояния организации.

Известно, что изменение одних параметров состояния организации влечет за собой изменение других параметров, обусловленное механизмом функционирования и взаимодействия организации с внешней средой. Вследствие этого эффективное управление уровнем вероятностных требований возможно путем изменения параметров организации в рамках выбранной стратегии в ограниченных пределах. Дальнейшее улучшение уровня целевой функции возможно только при переходе к иной стратегии управления из множества возможных.

В связи с этим задача поиска оптимальных управляемых параметров организации по совокупности отдельных вероятностных критериев при заданной стратегии управления может быть заменена задачей поиска управляемых параметров, позволяющих достичь требуемого минимального допустимого уровня выполнения вероятностных требований к отдельным параметрам состояния.

Данная задача математически может быть формализована в следующем виде: найти такие значения изменяемых параметров стратегии управления организацией $u_1, u_2, \dots, u_l$, при которых будет выполнено условие

$$P \{ x_j \leq C_j \} \geq P_j^t; t \in [0, T],$$

где P_j^t – заданный уровень выполнения требования к j -му параметру состояния.

В случае, если данное условие выполняется для множества наборов параметров стратегии управления, то, очевидно, все они принадлежат области решения. Если параметры управления, удовлетворяющие данному условию, не найдены, то в рамках данной стратегии решение задачи невозможно. Необходимо исследовать другие возможные стратегии управления.

Таким образом, задача поиска оптимального решения по вероятностному критерию для совокупности параметров состояния может быть заменена задачей нахождения совместной области выполнения заданных вероятностных требований ко всем параметрам состояния организации в плоскости ее управляемых параметров.

Данная задача математически записывается в следующем виде: найти такие значения параметров стратегии управления организации $u_1, u_2, \dots, u_l$, принадлежащих допустимой области U , при которых для всех моментов времени $t \in [0, T]$

выполняется условие

$$\begin{cases} P\{x_1(t) \leq C_1\} \geq P_1^t, \\ \dots \\ P\{x_j(t) \leq C_j\} \geq P_j^t, \\ P\{x_m(t) \leq C_m\} \geq P_m^t, \end{cases}$$

где $x_1, x_2, \dots, x_n$ – случайные (возмущенные) параметры организации;

$u_1, u_2, \dots, u_l$ – изменяемые параметры стратегии управления организации;

T – рассматриваемый отрезок времени функционирования организации;

P_j^t ($j = 1, \dots, m$) – заданный уровень вероятности.

Построение области выполнения заданных вероятностных требований к параметрам состояния организации проведем в координатах искомого изменяемых параметров стратегии управления. При этом семейство параметров стратегии управления, удовлетворяющее исходной системе ограничений, может

быть получено как пересечение «непустых» множеств, удовлетворяющих отдельным условиям.

Указанную задачу предлагается решать в такой последовательности:

- строятся области обеспечения заданного уровня вероятности нормативных требований к отдельным параметрам состояния системы, т.е. области заданных уровней вероятностных критериев;
- наложив область, обеспечивающую заданную вероятность выполнения условия по одному параметру состояния, на области выполнения вероятностного условия по другим параметрам, построенным в той же системе координат, находим область их пересечения.

Построение l -мерной области выполнения заданного уровня вероятностных нормативных требований к одному параметру состояния организации осуществляется построением $l(l-1)/2$ плоских двумерных сечений по следующему алгоритму. На первом этапе в области допустимого изменения параметров осуществляется поиск первой точки, принадлежащей области с заданным уровнем вероятностного критерия с помощью методов случайного поиска [5]. Поиск осуществляется на основе использования псевдослучайной последовательности чисел с равновероятным законом распределения, дающим возможность при сравнительно большой выборке обследовать значительную часть области. Если при исследовании этой выборки точка, удовлетворяющая условию принадлежности искомой области, не обнаружена, следовательно, подобласть является «пустой», заданные требования в рамках исследуемой стратегии выполнить невозможно и построение области прекращается.

В случае нахождения первой точки искомой области на втором этапе поиска определяется точка, принадлежащая границе искомой области. Для этого может быть использован метод движения по вертикальным или горизонтальным прямым с проверкой условия в узлах, образуемых координатной сеткой.

Очевидно, что если значение функционала в одной из точек $(k_1 + nh_1; k_2 + nh_2)$ или

$$(k_1 + (n+1)h_1; k_2 + (n+1)h_2),$$

где n – номер шага по прямой, а h_1 и h_2 – соответственно величины приращения координат за один шаг, удовлетворяют условиям $P_i \geq P_i'$, а во второй $P_i \leq P_i'$, то существует точка с координатами $(k_1 + \theta h_1; k_2 + \theta h_2)$, где $n < \theta < n+1$, в которой выполняется строгое равенство $P_i = P_i'$. Величина θ может быть определена путем прохождения отрезка между двумя найденными точками с более мелким шагом или более точно методом интерполяции вдоль прямой. На третьем этапе осуществляется собственно построение границы области с заданным уровнем выполнения вероятностного требования методом обхода вдоль границы [6].

Очевидно, при использовании комплексного критерия к совокупности параметров состояния организации первого вида необходимо построение области, в которой выполняется условие

$$P\{x_1(t) \leq C_1, \dots, x_j(t) \leq C_j, \dots, x_m(t) \geq C_m\} \geq P.$$

Выбор параметров внутри полученной области дает множество наборов изменяемых параметров стратегии управления организационно-производственной системы, обеспечивающих выполнение совокупности вероятностных нормативных условий к параметрам состояния.

Заключение

Предложенная методика выбора параметров стратегии управления организационно-производственными системами в условиях неопределенности позволяет проводить выбор параметров стратегии, обеспечивающих заданную вероятность соблюдения уровня нормативных ограничений как к отдельным параметрам состояния системы, так и совокупности параметров состояния, а также позволяет осуществ-

лять последовательный анализ возможных стратегий управления по указанному критерию в целях выбора наилучшей. Предложенный подход выбора стратегии управления организацией в условиях неопределенности отличается наглядностью и применим для широкого класса производственных систем.

Литература

1. Рабочая книга по прогнозированию. – М.: Мысль, 1982. – 430 с.
2. Юдин Д.Б. Математические методы управления в условиях неполной информации. – М.: Сов. радио, 1974. – 400 с.
3. Кучмиев В.Г., Момот В.М. Анализ функционирования организационно-производственных структур в условиях неопределенности // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Х., 2002. – Вип. 34. – С. 233-236.
4. Кучмиев В.Г., Момот В.М. Метод оценки показателей функционирования экономических структур // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*. – Х., 2002. – Вип. 11. – С. 105-109.
5. Растринин Л.А. Случайный поиск в задачах оптимизации многопараметрических систем. – Рига.: Зинатне, 1965. – 211 с.
6. Чернецкий В.И., Дидук Г.А., Потапенко А.А. Математические методы и алгоритмы исследования автоматических систем. – Л.: Энергия, 1970. – 374 с.

Поступила в редакцию 19.12.02

Рецензенты: д-р техн. наук, доцент Чумаченко И.В., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков; д-р техн. наук, профессор Вартанян В.М., ОАО «Авиаконтр-роль», г. Харьков.

УДК 65.011.3

СИСТЕМНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПРОЦЕССОМ СОЗДАНИЯ НОВОЙ ТЕХНИКИ С УЧЕТОМ РИСКОВ НЕКОМПЕТЕНТНОСТИ

В.П. Божко, д-р техн. наук, Ю.Ю. Гусева

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

Предложен механизм распознавания факторов, вызывающих несоответствие значений характеристик объекта техники, полученных в результате проектирования, заданным. В качестве таких факторов рассматриваются ошибочные конструкторские и технологические решения, принимаемые в процессе создания новой техники.

* * *

Запропоновано механізм розпізнавання факторів, що викликають невідповідність значень характеристик об'єкта техніки, отриманих у результаті проектування, заданим. Як такі фактори розглядаються помилкові конструкторські й технологічні рішення, прийняті в процесі створення нової техніки.

* * *

Recognition's mechanism of factors, which call discrepancy of characteristics' values of technical object, obtained as a result of designing, given ones, is offered. Wrong design and technological decisions, which are taken during the creation's process of new item, are examined as such factors.

Постановка проблемы и ее связь с практическими задачами

Существует мнение, что хорошо спроектированная, хорошо изготовленная, детально испытанная и правильно эксплуатируемая техника не должна отказывать в работе [1]. Вместе с тем отказы и дефекты все же возникают при испытаниях и эксплуатации любых технических устройств. Детальный анализ подобных неисправностей показывает, что их возникновение вызывают следующие факторы [2]:

1) грубые ошибки, допущенные в принципиальных схемах или конструкции устройств и в технологических режимах обработки; ошибки, связанные с несоблюдением требований конструкторской и технологической документации при изготовлении, применением некондиционных материалов и элементов, слабым контролем качества изделий в процессе производства;

2) нарушение условий работы, на которые данное устройство рассчитано, несоблюдение оговоренных в технической документации правил эксплуатации;

3) конструкторские и технологические ошибки, выявление, предупреждение и устранение которых требуют глубокого знания физико-химических про-

цессов в материалах, элементах и схемах устройств, изучения зависимости этих процессов от воздействующих на них факторов.

Следует отметить, что во всех перечисленных выше случаях имеет место риск некомпетентности исполнителя. Поскольку организация-разработчик не несет ответственности за неправильную эксплуатацию объекта техники, основное внимание следует уделять внутренним факторам, относящимся к конструкторским и технологическим решениям, принимаемым в течение технической подготовки производства (ТПП).

Ошибки, возникающие при проектировании объектов техники и технологии их производства, вызывают ряд негативных последствий: во-первых, увеличивается длительность выполнения проекта за счет времени, необходимого для исправления дефектов; во-вторых, увеличиваются финансовые затраты на проект, и, наконец, в-третьих, дефекты, вызванные такими ошибками, могут проявляться лишь в эксплуатации, что значительно снижает имидж фирмы-разработчика. Особое значение в последнем случае имеет то, что при работе со сложной, в частности авиационной техникой, подобные дефекты могут создавать опасность для жизни лю-

дей. Следовательно, проблема снижения количества конструкторских и технологических ошибок является актуальной в свете возможности повысить таким образом конкурентоспособность проектируемого изделия и уменьшить затраты ресурсов на выполнение проекта.

Анализ последних исследований и выделение нерешенных ранее частей проблемы

При том, что существуют методики как по проектированию техники и технологии, так и по организации процесса проектирования, ни те, ни другие не учитывают риска принятия неверного технического решения. Предлагая способы и приемы проектирования, они не принимают во внимание субъективность лица, принимающего решение. Анализ возможных дефектов и вызывающих их ошибок позволил бы не только выбрать из множества рекомендуемых мероприятий по повышению надежности объекта техники те, которые необходимы в данном конкретном случае, но и оценить научно-технический потенциал организации через призму риска принятия ошибочных решений (некомпетентности). Риск некомпетентности можно оценить величиной потерь времени на доводку изделий по соответствующим показателям. В общем виде его можно рассчитать по формуле

$$R = \frac{T_d}{T_{жц}}, \quad (1)$$

где T_d – длительность доводочных работ; $T_{жц}$ – длительность жизненного цикла объекта техники.

Подобная задача рассматривалась нами в работах [3-4], однако ранее мы анализировали факторы риска возникновения дефекта (отклонения фактического значения технической характеристики объекта от заданного) без методологической основы их определения.

Постановка задачи

Поэтому целью данной работы является обоснование механизма выделения факторов (ошибок),

вызывающих появление дефектов. В качестве приема для реализации поставленной цели нами был выбран системный подход [5].

Методика исследований

Системы обычно изображаются с помощью диаграмм потоков или в виде блок-схем. В общем виде элементарная система может быть изображена так (рис. 1):

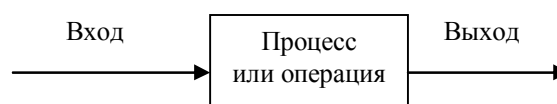


Рис. 1. Общий вид элементарной системы

Поскольку назначением рассматриваемой нами системы является процесс ТПП, ее можно представить следующим образом:



Рис. 2. Система ТПП

Входом такой системы являются параметры и характеристики, определяемые техническим заданием (ТЗ), выходом – полученные в результате проектирования реальные технические характеристики (ТХ) объекта техники. Компонентами, за счет которых осуществляется процесс проектирования, являются принимаемые конструкторские и технологические решения.

Методология системного анализа предполагает, что изучаемая система разбивается на подсистемы до тех пор, пока не достигнут уровень ее основных компонент. В идеальном случае на этой стадии мы получили бы возможность «установить с достаточной точностью, что произойдет с каждым возможным входом на любом этапе его прохождения через систему, или описать каждую ответную реакцию системы»*

* Harry H. Goode and Robert E. Machol. System Engineering, N. Y., Mc Graw-Hill Book Co., 1957. P. 305.

Таким образом, систему, изображенную на рис. 2, можно разбить на подсистемы. Поскольку проектирование ведется по отдельным деталям и узлам изделия, а на выходе мы должны получить объект техники, обладающий заданными техническими характеристиками (функциями), для решения этой задачи возможно и целесообразно применение функционально-структурного подхода [6].

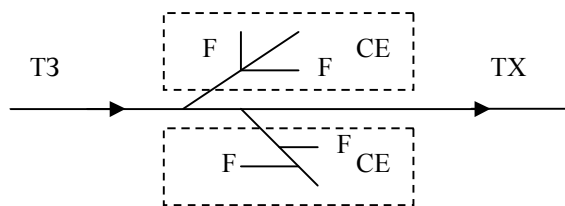


Рис. 3. Функционально-структурный подход к анализу процесса ТПП

На рис. 3 показано, что каждая техническая характеристика (функция объекта проектирования) ТХ обеспечивается комплексами конструкторских и технологических решений F по отдельным структурным единицам изделия CE. При принятии каждого из решений, входящих в эти комплексы, возможны ошибки, результатом которых будет обеспечение соответствующей технической характеристики. Таким образом, риск, сопутствующий принятию решений, является фактором, определяющим возникновение дефектов.

Имея полную модель, представляющую в графической форме место каждой части системы, можно сосредоточиться на анализе самых мелких частей системы и при этом сохранить связь частей и целого. После завершения анализа системы выполняется ее синтез. Система может принять вид, показанный на рис. 4.

Основную систему при использовании механизма применения доводочных работ можно изобразить в виде, показанном на рис. 5. Система, запускающая процесс доводки, состоит из четырех элементов: выхода основной системы (1), устройства, оценивающего этот выход (2) и передающего результат по каналу обратной связи (3) в блок принятия решения

о доводке (X), сравнивающий фактический и ожидаемый выход. Если отклонение недопустимо, воздействующий механизм (4) дает команду о проведении доводочных работ.

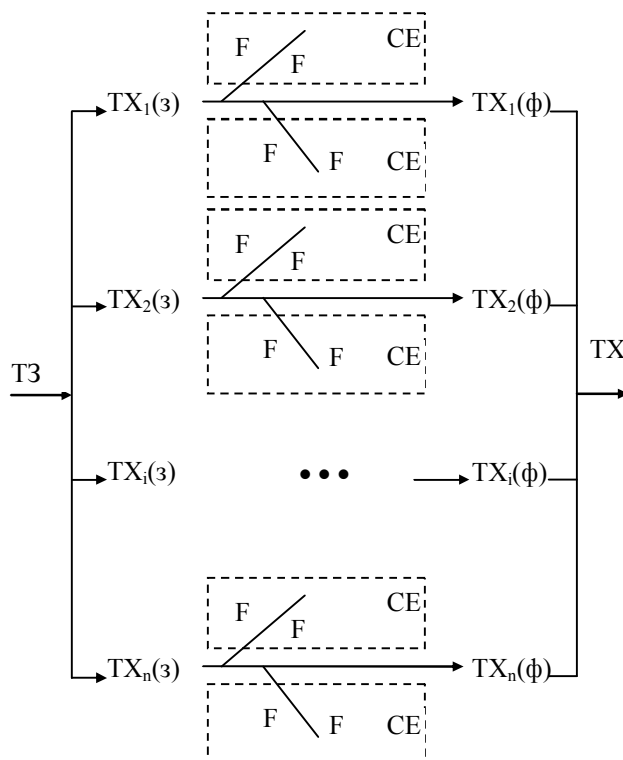


Рис. 4. Синтез системы проектирования

$TX_i(3)$ – значение i -й технической характеристики по ТЗ; $TX_i(Ф)$ – фактическое значение i -й технической характеристики по результатам проектирования.

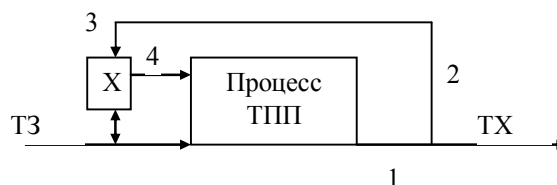


Рис. 5. Система ТПП при использовании доводочных работ

Процесс управления мероприятиями по устранению некомпетентных решений можно представить как последовательность семи этапов:

1. Определение целей системы (целью системы технической подготовки производства является получение заданных характеристик изделия).
2. Выявление проблем в процессе достижения цели (возможных дефектов как фактов несоот-

ветствия фактических характеристик изделия заданным в ТЗ).

3. Исследование проблемы и постановка диагноза. Корректирующие действия нельзя выполнить, пока не будут выявлены все специфические факторы, поэтому необходим анализ причин, из-за которых не были достигнуты поставленные цели, выделение ошибочных решений, приводящих к возникновению дефектов. Основой для анализа проблемы могут послужить следующие соображения [5]: первоначальный план действий был неудовлетворительным; план действий был хорошим, но его воплощение оказалось неудовлетворительным; события как внешней, так и внутренней среды могли коренным образом измениться так, что текущая программа действий не отвечает новым требованиям.

4. Поиск решения проблемы. Поиск ответных мер определяется причинными факторами. Можно выделить четыре вида реакции организации, используемые при возникновении отрицательных результатов [5]:

- устранение причины;
- изменение характеристик причины;
- нахождение лучшего способа приспособления к среде;
- уход из данной ситуации.

5. Оценка альтернатив и выбор наилучшей из них.

6. Приведение решения в действие.

7. Проверка эффективности решения.

Выводы и перспективы дальнейших исследований

Предложен механизм распознавания факторов, вызывающих появление дефектов как фактов несоответствия реальных значений характеристик объекта техники заданным. В качестве таких факторов рассматриваются ошибочные конструкторские и технологические решения, принимаемые в процессе

проектирования техники и технологического процесса ее производства. Подобная методика может использоваться в процессе управления мероприятиями по сокращению количества ошибочных решений и времени на доводку проекта (на этапе исследования проблемы и постановки диагноза).

В дальнейшем предполагается продолжить разработку методик анализа факторов риска возникновения дефектов и поиска оптимального решения в процессе управления такими факторами.

Литература

1. Меламедов И.М. Физические основы надежности. – Л.: Энергия, 1970. – 151 с.
2. Комаров А.А. Надежность гидравлических систем. – М.: Машиностроение, 1969. – 236 с.
3. Гусева Ю.Ю. Модель управления длительностью технической подготовки производства авиационной техники // Авиационно-космическая техника и технология. – Х., 2002. – Вып. 34. – С. 237-239.
4. Гусева Ю.Ю. Управление длительностью доводки авиационных агрегатов. // Вестник двигателестроения. – Запорожье, 2002. – №1. – С. 107-109.
5. Янг. С. Системное управление организацией // Пер. с англ; под ред. С.П. Никанорова. – М.: Сов. радио, 1972. 456 с.
6. Моисеева Н.К. Функционально-стоимостной анализ в машиностроении. -М.: Машиностроение, 1987. – 320 с.

Поступила в редакцию 24.03.03

Рецензенты: канд. техн. наук, доцент Чигрин В.С., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков; д-р техн. наук, профессор Ведь В.Е., Национальный технический университет «ХПИ», г. Харьков