

## ЭФФЕКТИВНЫЕ АЛГОРИТМЫ АВТОМАТИЗАЦИИ ПРОЕКТИРОВОЧНЫХ РАСЧЕТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

© Т.Ю.Гайнутдинова

Рассматриваются эффективные алгоритмы и программные комплексы для решения задач автоматизированного проектирования летательных аппаратов. Описываются алгоритмы проектировочных и оптимизационных расчетов многосвязных пространственных тонкостенных конструкций, алгоритмы расчета летных характеристик.

**Ключевые слова:** алгоритмы, программные комплексы, оптимизация расчетов, пространственные тонкостенные конструкции.

### 1. Введение

В настоящее время автоматизация процесса проектирования выходит на первый план. Связано это с необходимостью повышения качества и сокращения времени проектных работ. В связи с этим создание эффективных программных средств, позволяющих не только рассчитать проектные параметры, но и оптимизировать их на самой ранней стадии, начиная от расчета полетной массы и летных характеристик и кончая оптимизацией конструкции, становится очень актуальным.

Несмотря на значительный прогресс при решении многих перечисленных выше задач с применением современных цифровых технологий, некоторые из них до настоящего времени не имеют эффективного математического и программного обеспечения, позволяющего оптимизировать проектные параметры. В качестве примера можно привести задачу определения параметров боковой устойчивости самолета или расчета летных характеристик летательных аппаратов, тяга которых создается вращающимися винтами.

В первом случае, даже для досконально изученной нормальной схемы самолета с хвостовым оперением, методики определения соотношения коэффициентов аэродинамических моментов носят приблизительный, а для перспективных самолетов типа "летающее крыло" – и вовсе рекомендательный характер.

Во втором случае в проектировочных расчетах используют сложные экспериментальные зависимости коэффициента мощности винта от его поступи, которые практически невозможно реализовать в алгоритмах численных расчетов [1; 2]. Задачи расчета многослойных конструкций с существенно разнородными слоями и оптимизации конструкции для нескольких расчетных нагрузок также требуют эффективного решения [3].

Предлагаемые в данной статье эвристические подходы к решению упомянутых выше задач по-

зволяют говорить о реальной возможности автоматизации многих операций процесса проектирования сложных тонкостенных конструкций на основе:

- формирования расчетной модели сложной многосвязной пространственной тонкостенной конструкции, что позволило бы проводить расчеты проектных параметров как всей конструкции в целом, так и ее отдельных элементов в составе всей конструкции;

- создания математических моделей трехслойных и многослойных панелей для проектировочных расчетов, требующих минимальных вычислительных ресурсов для их реализации;

- разработки эвристического алгоритма определения рациональных (оптимальных) параметров (толщины заполнителя и толщины лицевых слоев) трехслойных силовых элементов в пространственных составных тонкостенных конструкциях для нескольких расчетных нагрузок с учетом возможной потери устойчивости этих элементов;

- создания эффективного алгоритма решения задач устойчивости и колебаний предварительно напряженных и деформированных панелей конструкции с использованием традиционных подходов линеаризации задачи устойчивости и методов продолжения решения по параметру нелинейных задач [4];

- оптимизации численных алгоритмов решения задач проектирования большой размерности: разработки дискретных расчетных моделей и алгоритмов блочного формирования матрицы жесткости и решения матричных уравнений статики, динамики и аэроупругости тонкостенных конструкций;

- создания на основе разработанных моделей и алгоритмов комплекса прикладных программ для проектировочных расчетов составных тонкостенных конструкций, автоматизации подготовки исходных данных и организации про-

цессов оптимизации проектных параметров тонкостенных конструкций;

– разработки численных алгоритмов расчета летных характеристик, для расчета традиционных проектных параметров: потребной тяги, дистанции разбега, пробега, времени совершения маневра, максимальной скорости и т.п.;

– создания эффективных численных методик и программ автоматизированного расчета количественных проектных параметров устойчивости и управляемости самолета;

– разработки эффективных численных алгоритмов проектировочного расчета характеристик винта на всех режимах полета;

– разработки численных алгоритмов формирования оптимальных траекторий полета и оптимизации полетной массы беспилотных крылатых ракет на самых ранних стадиях проектирования.

## 2. Формирование расчетной модели и алгоритма проектировочного расчета пространственной многозвенной составной конструкции

Для формирования расчетной модели ее удобно разделить на отдельные простые элементы, связанные между собой реакциями  $X$  в узлах стыковки. Тогда вариационное уравнение этой конструкции можно представить в виде:

$$\sum_k \delta W_k + \delta \sum_n X(u_{(1)} - u_{(2)}) - \sum_k \delta A_k + \sum_k \int_V \rho \delta \mathbf{R}_{(k)} \frac{d^2 \mathbf{R}_{(k)}}{dt^2} dV_k = 0. \quad (1)$$

Однако уравнение (1) не всегда удобно при решении статических задач, поэтому оно приводится к следующей форме:

$$\sum_k \delta W_k + \delta \frac{1}{2} \sum_n K(u_{(1)} - u_{(2)})^2 - \sum_k \delta A_k + \sum_k \int_V \rho \delta \mathbf{R}_{(k)} \frac{d^2 \mathbf{R}_{(k)}}{dt^2} dV_k = 0, \quad (2)$$

где в отличие от уравнения (1) второе слагаемое представлено в виде  $\delta \frac{1}{2} \sum_n K(\mathbf{u}_{(1)} - \mathbf{u}_{(2)})^2$  и определяет кинематические связи частей конструкции, а  $K$  – жесткость стыка в точке стыковки.

Отличительной особенностью матричного уравнения равновесия, построенного по уравнению (2), является то, что оно содержит диагональные, хорошо обусловленные матрицы жесткости отдельных элементов, которые вычисляются по схеме Гаусса без всяких проблем. Достоинствами подхода являются:

– возможность построения оптимального алгоритма решения задач большой размерности с блочной матрицей, исключая операции с нулевыми блоками;

– полная автоматизация процесса вычисления топологических матриц, формирующих процедуру решения с блочной матрицей;

– матрицы жесткости отдельных звеньев формируются и хранятся отдельно и могут быть использованы для решения локального проектировочного расчета;

– при оптимизационных расчетах легко реализуется учет параметров устойчивости отдельных элементов силовой конструкции.

## 3. Математические модели силовых панелей

В качестве математической модели отдельного элемента составной тонкостенной конструкции нами используются:

– широко распространенная модель трехслойной конструкции, которая состоит из лицевых поверхностей и заполнителя. Лицевые слои работают в своей плоскости, заполнитель воспринимает поперечный сдвиг и обжатие. Кинематические зависимости, определяющие функции перемещений по координатам  $\alpha$  и  $\beta$  координатной сетки и по толщине пакета  $z$ , имеют следующий вид:

$$u_{(\alpha,\beta,z)} = \sum_{i=1}^3 \left[ u_{(\alpha,\beta)z=0}^i \left( 1 - z / H_{(\alpha,\beta)} \right) + u_{(\alpha,\beta)z=H}^i z / H_{(\alpha,\beta)} \right] \cdot e_i \quad (3)$$

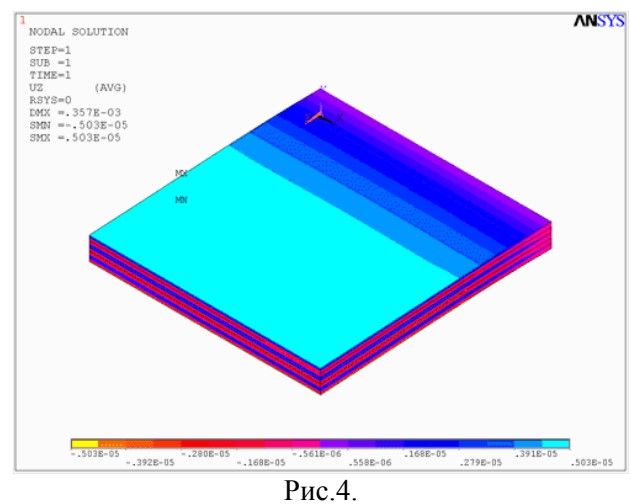
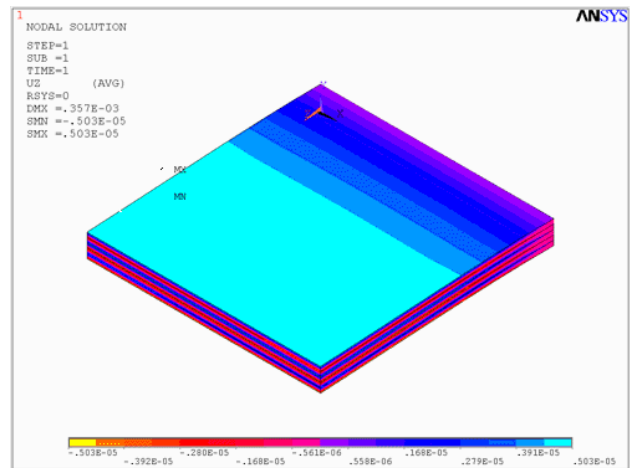
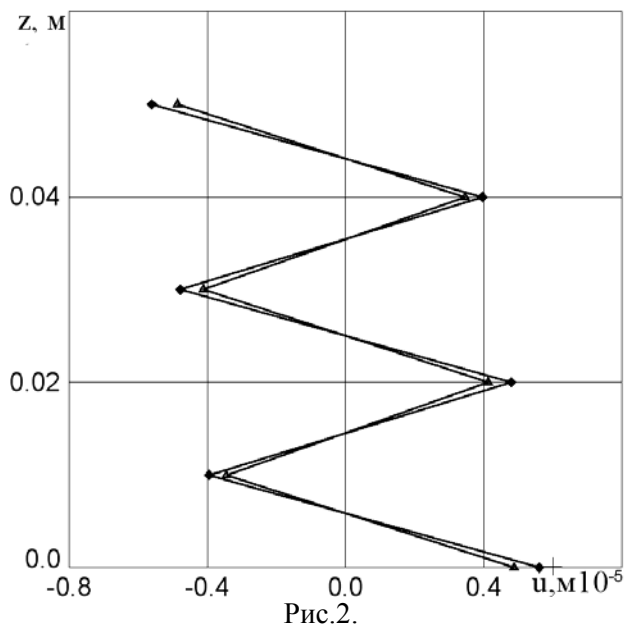
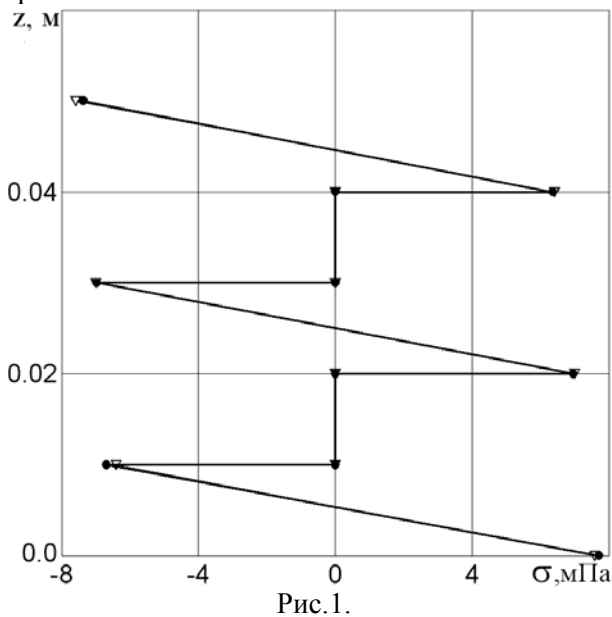
– кинематическая модель многослойного пакета с существенно разнородными характеристиками слоев, определяющаяся уравнением:

$$u_{(\alpha,\beta,z)} = \sum_{i=1}^3 \left[ u_{(\alpha,\beta)z=0}^i + \left( u_{(\alpha,\beta)z=H}^i - u_{(\alpha,\beta)z=0}^i \right) z / H + \delta_{(\alpha,\beta)}^i f_{(z)}^i \right] \cdot e_i, \quad (4)$$

где  $f(z)$  – некоторая функция, определяющая характер изменения перемещений по толщине слоистого пакета.

Нами предложен алгоритм, позволяющий определить приближенный характер этой функции заранее, до статического расчета. Мы выявили, что характер этой функции зависит от соотношения жесткостей поперечного сдвига слоев и соотношения их толщин и может быть вычислен заранее. Число узловых степеней свободы этой модели составляет 9, независимо от числа слоев пакета. Это позволяет создать весьма экономичный пакет программного проектировочного расчета, результаты которого хорошо согласуются с расчетами по программе ANSYS с применением 3d элементов [5].

Сравнение результатов показало, что максимальная разница значений тангенциальных перемещений вдоль пластины наблюдается на свободном конце и составляет примерно на 5-8% (рис.1); а нормальные напряжения вблизи заделки в жёстких слоях отличаются на 1-4% (рис.2). Максимальный прогиб пластины, полученный по предложенному алгоритму, равен  $0,369 \cdot 10^{-3}$ , в программном комплексе ANSYS -  $0,356 \cdot 10^{-3}$  (разница около 3,5%). Характер распределения перемещений по панели показан на рис.3, на рис.4 – характер распределения нормальных напряжений.



#### 4. Алгоритмы расчета рациональных параметров тонкостенных пространственных конструкций с учетом потери устойчивости отдельных силовых элементов

Эвристические алгоритмы решения задач поиска рациональных параметров трехслойных панелей – элементов составных тонкостенных конструкций (толщины лицевых слоев трехслойных панелей, толщины заполнителя) при действии нескольких расчетных нагрузок, с учетом возможной потери устойчивости отдельных элементов, были описаны ранее [6]. Полученные рациональные проектные параметры позволяют повысить жесткость конструкции, снизить уровень максимальных напряжений при сохранении ее массы или снизить требуемую массу конструкции при обеспечении необходимых запасов прочности.

Предложен параметр для количественной оценки степени совершенства конструкции, позволяющий оценить мероприятия по оптимизации конструкции. На основании этого параметра можно судить об оптимизации конструкции, приводящей к снижению уровня напряжений при неизменной несущей способности и массе сило-

вых элементов или увеличению несущей способности при одновременном уменьшении массы силовых элементов при сохранении уровня напряжений. Наиболее эффективные оптимизационные мероприятия те, что приводят к увеличению несущей способности и одновременно к снижению уровня напряжений и массы силовых элементов.

Разработанные модели и алгоритмы использованы при определении рациональных параметров панелей пилона подвески двигателя самолета Ту-330. Полученные оптимальные проектные параметры (толщины лицевых слоев трехслойных силовых панелей и толщины заполнителя) позволили увеличить жесткость конструкции на 35% без увеличения массы силовых элементов [7].

### 5. Автоматизации расчетов летных характеристик летательных аппаратов (ЛА)

Существующие формулы определения скоростей полета ЛА (взлетной, крейсерской, максимальной, посадочной, максимальной дальности, максимальной продолжительности полета) определяются по формулам, основанным на усреднении силы тяги  $P$ , силы сопротивления  $X$ , подъемной силы  $Y$  и позволяют получить проектные параметры с погрешностью, достигающей 30%. Известно, что правильно рассчитанные проектные параметры в первом приближении оказывают существенное влияние на окончательные характеристики ЛА.

Для расчета летных характеристик предложена векторная формула отрезка траектории. Матричное уравнение для определения вторых производных вектора перемещений по времени по заданным на концах отрезка начального и конечного положения  $r_1$  и  $r_n$ , скоростей и ускорений в начальной и конечной точках  $\dot{r}_1, \dot{r}_n$  и  $\ddot{r}_1, \ddot{r}_n$  записывается в следующей форме:

$$X + \frac{1}{n-3} \begin{bmatrix} n-4 & n-5 & \dots & 1 \\ 1 & 2 & \dots & n-4 \end{bmatrix} U + \frac{1}{n-3} \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ -1 & n-2 \end{bmatrix} C = 0, \quad (5)$$

где  $X = \begin{Bmatrix} \ddot{r}_2 \\ \ddot{r}_3 \\ \dots \\ \ddot{r}_{n-1} \end{Bmatrix}; \quad U = \begin{Bmatrix} \ddot{r}_3 \\ \dots \\ \ddot{r}_{n-2} \end{Bmatrix};$

$$C = \begin{Bmatrix} \frac{\ddot{r}_1 - \ddot{r}_n}{T^2} + \frac{(n-1)\dot{r}_1}{T} + \frac{1}{6}\ddot{r}_n + \left(\frac{n-1}{2} - \frac{1}{6}\right)\ddot{r}_1 \\ \frac{\dot{r}_1 - \dot{r}_n}{T} + \frac{1}{2}(\ddot{r}_1 + \ddot{r}_n) \end{Bmatrix}.$$

Промежуточные значения векторов  $\ddot{r}_2, \dots, \ddot{r}_{n-1}$  для уравнения (5) определяются из условия минимума функции  $L$  вида:

$$L = \frac{1}{2} X^T Q X + \frac{1}{2} \bar{U}^T R \bar{U} \rightarrow \min, \quad (6)$$

где  $Q, R$  – диагональные матрицы некоторых коэффициентов.

Преимущество такого способа построения отрезка траектории заключается в том, что, задавая значение диагональных элементов матрицы  $Q$  и  $R$ , можно задавать характер изменения вторых производных (ускорений). На рис.5 приведен пример построения траекторий полета ЛА, рассчитанного по данному алгоритму, для нескольких значений угла наклона траектории в точке старта. Ускорение в последней точке принималось  $\ddot{r}_n = 0$ . (Для облегчения маневренности в конечной точке сближения с целью зенитная ракета должна двигаться с минимальной перегрузкой).

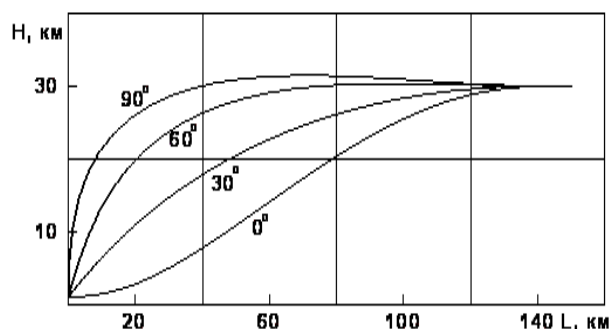


Рис.5.

Очень важной задачей при проектировании беспилотных ЛА (зенитных ракет, крылатых беспилотных ЛА) является определение и оптимизация ее полной массы. Задача эта важна потому, что от корректного определения полетной массы на ранней стадии проектирования зависит успех или неуспех дальнейших проектных работ. Графики на рис.6 и рис.7 показывают, что существует наименьшее значение полной массы  $G_0$  для угла старта  $\theta_1$  и времени полета  $T_0$ . Найдем эти значения. Объединим параметры  $\theta_1, T_0$  в столбец  $x = (\theta_1, T_0)^T$ . Поиск минимального значения функции  $G(x)$  осуществляется по итерационной схеме Ньютона для нескольких параметров:

$$x_{i+1} = x_i - \varphi \left[ \frac{d^2 G(x)}{dx^2} \right]_i^{-1} \frac{dG(x)}{dx}, \quad (7)$$

$$\frac{dG(x)}{dx_j} \approx \left( G(x_1, \dots, x_j + \Delta x_j, \dots, x_n) - G(x_1, \dots, x_j - \Delta x_j, \dots, x_n) \right) / 2\Delta x_j;$$

$$\frac{d^2G(x)}{dx_i dx_j} \approx \left[ G(x_1, \dots, x_i + \Delta x_i, x_j + \Delta x_j, \dots, x_n) - G(x_1, \dots, x_i + \Delta x_i, x_j - \Delta x_j, \dots, x_n) - G(x_1, \dots, x_i - \Delta x_i, x_j + \Delta x_j, \dots, x_n) + G(x_1, \dots, x_i - \Delta x_i, x_j - \Delta x_j, \dots, x_n) \right] / 4\Delta x_i \Delta x_j$$

По формуле (7) получим окончательное решение:

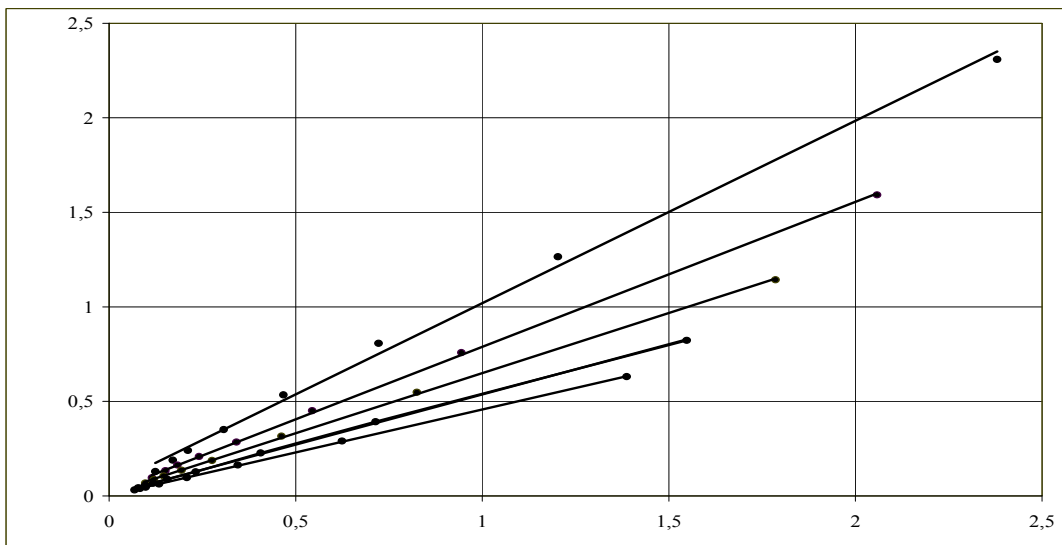
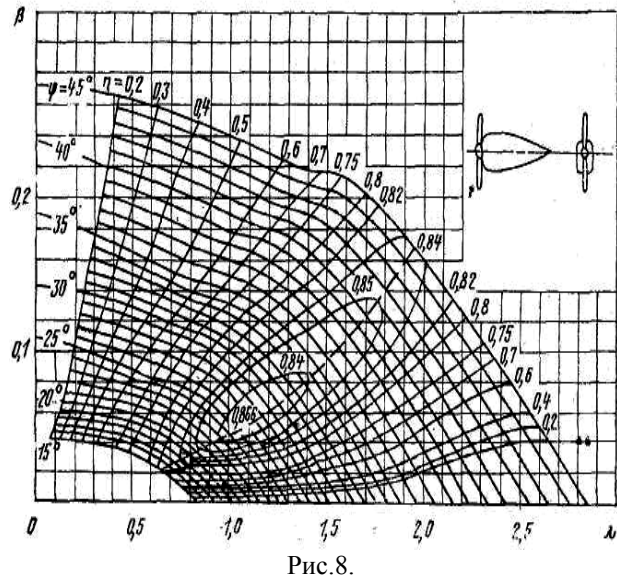
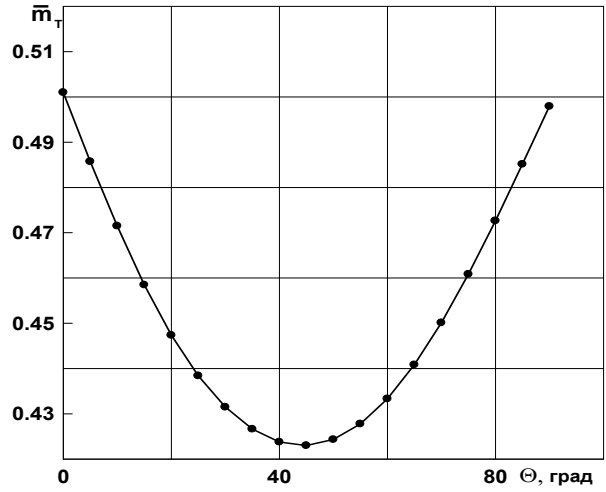
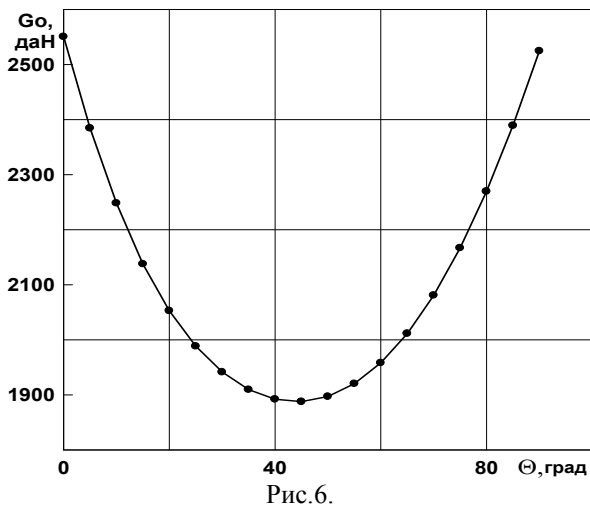
время полета  $T_0 = 130$  с;

стартовый угол наклона траектории  $\theta_1 = 44,3^\circ$ ;

полетный вес  $G_0 = 1887,9$  даН;

относительная масса топлива  $\bar{m}_{T \min} = 0,423$  для заданного удельного импульса двигателя

$I_{1(H=1)} = 240$  с;  $I_{n(H=30)} = 270$  с.



Сложной задачей определения зависимости тяги двигателя от скорости полета является задача определения тяги винта. На рис.8 приведена традиционная экспериментальная характеристика винта для различных углов установки лопасти. Зависимость коэффициента мощности винта  $\beta$  от поступи винта  $\lambda$ . Существующие экспериментальные зависимости  $\beta(\lambda)$  не позволили алгоритмизировать проектировочный расчет летных характеристик с винтовыми двигателями. Однако если каждую зависимость определить в координатах  $\beta/\lambda^2$  и  $\alpha/\lambda^2$ , то точки тех сложных экспериментальных кривых идеально ложатся на прямые (рис.9). Это обстоятельство и позволило перейти от графоаналитических методов подбора характеристик винта к численным алгоритмам.

Приведенные выше эвристические алгоритмы решения различных задач проектирования явились основой создания эффективного пакета программ автоматизированного проектирования летательных аппаратов [4-7].

\*\*\*\*\*

1. *Weick F.E.* Aircraft Propeller Design. – N.Y.; London: McGraw–Hill Book Co., Inc., 1930. – 452 p.
2. *Preator R.* Conceptual Design Studies of a Mono Tiltrotor (MTR) Architecture // Proceedings of the 60th Annual Forum of the American Helicopter Society International. – Baltimore: MD, 2004. – June 7-11. – P.134-139.
3. *Reddy J. N.* Mechanics of Laminated Composite Plates and Shells: Theory and Analysis. – FL.: CRC Press, Boca Raton, 2003. – 854 p.
4. *Гайнутдинова Т.Ю.* О численном анализе нелинейного деформирования гибких конструкций // Изв. вузов: Авиационная техника. – 1991. – №3. – С.8-13.
5. *Гайнутдинова Т.Ю., Першин Е.А.* К расчету слоистых панелей с существенно разнородными слоями // Вест. КГТУ им.А.Н.Туполева. – 2011. – №1. – С.5-8.
6. *Гайнутдинова Т.Ю.* Программный комплекс решения задач проектирования авиационных конструкций // Изв. вузов: Авиационная техника. – 2007. – №2. – С.67-69.
7. *Гайнутдинова Т.Ю.* Об алгоритме формирования цифрового справочника летных характеристик самолета с поршневым двигателем // Вест. ТГГПУ. – 2008. – №2(13). – С.4-8.

## THE EFFECTIVE AUTOMATION ALGORITHMS OF AIRCRAFT DESIGN CALCULATIONS

T.Yu.Gaynutdinova

The article deals with effective algorithms and programmes for the solution of aircraft automated design problems. Design and optimization algorithms of multilink spatial thin-shelled constructions and algorithms of calculation of flight characteristics are described.

**Key words:** design, optimization algorithms, thin-shelled constructions, numerical calculation, flight characteristics.

\*\*\*\*\*

**Гайнутдинова Татьяна Юрьевна** – кандидат технических наук, доцент кафедры информатики и вычислительных технологий Института вычислительной математики и информационных технологий Казанского (Приволжского) федерального университета.

E-mail: tgainut@mail.ru

Поступила в редакцию 01.07.2011