

**О.А.КОСТРОМИЦКАЯ**, науч.сотр., НТУ «ХПИ»;  
**Г.И.ЛЬВОВ**, докт.техн.наук, проф., НТУ «ХПИ»

## **КОМПЬЮТЕРНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ СМЕННЫХ ОБОЛОЧЕК НА ТОЧЕЧНЫХ ОПОРАХ ДЛЯ УНИВЕРСАЛЬНЫХ ПУАНСОНОВ**

Запропонована технологія комп'ютерного проектування композитних оболонок для пуансона на точкових опорах. Створена програма автоматичної побудови моделі композитної оболонки на різних системах точкових опор, автоматизовано розрахунок НДС в програмному комплексі і виведення результатів розрахунку. Досліджено вплив геометричних характеристик композитної оболонки універсального пуансона на кількість опор, необхідних для дотримання умов міцності і допустимої жорсткості оболонки.

Technology of computer design of composite shells for a multi-point stretch die is presented. The program of automatic modeling of composite shell on the different systems of point dies is created, the calculation of stressedly-deformed state in the universal program complex and view of calculation results is automated. Influence of geometrical characteristics of multi-point stretch die composite shell on the number of dies necessary for realization of strength and possible rigidity of shell is investigated.

**Введение.** Конструктивными особенностями обводообразующих деталей летательных аппаратов являются их большие габариты и сложность геометрии. Проблема обеспечения требуемого порядка гладкости поверхностей, выполнения аэродинамических и технологических требований неразрывно связана с решением задач проектирования поверхностей сложных форм.

Возросшие требования к точности воспроизведения обводов приводят к возникновению графоаналитических методов и аналитических методов описания обводов летательных аппаратов.

Внедрение компьютерных методов проектирования коренным образом меняет сложившиеся технологические процессы и производственные технологии. Возможность создания цифровых моделей изделия позволяет отказаться от физических эталонов формы и размеров (плазов, эталонов поверхности, некоторых шаблонов). Цифровые модели оснастки и автоматизированное управление технологическими процессами позволяют реализовать программное управление оборудованием на всех этапах производства, включая сборку и контроль геометрических параметров.

В практике авиастроения с конца 70-х годов [1] применялась переналаживаемая оснастка на точечных опорах, выдвигающихся на разную высоту. Существовали различные методы расчета такой технологической оснастки [2].

В 2006 году стартовал европейский проект, предназначенный для создания более быстрого, дешевого и гибкого формообразования тонких оболочек в единичном или мелкосерийном производстве.

Базовой идеей проекта является замена существующих штампов системами пуансонов-стержней (рис. 1), выдвигающихся на разную высоту с использованием числового программного управления. Это значительно снижает стоимость и время изготовления обводообразующих деталей планера самолета. В дальнейшем в рамках нового проекта предусматривалось с помощью указанной идеи наладить технологию производства панелей из композитов.

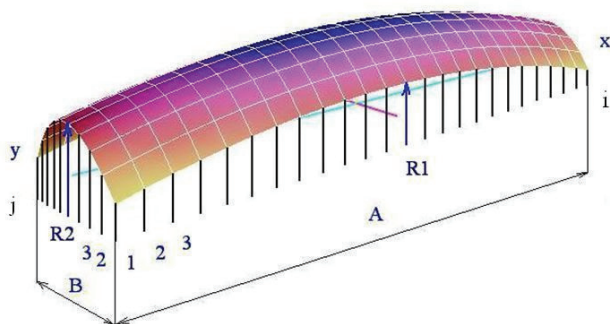


Рисунок 1 – Композитная оболочка универсального опорного устройства

**Моделирование оболочки на опорах.** В данной работе исследуется напряженно-деформированное состояние (НДС) рабочей (сменной) композитной оболочки (рис.1) под действием распределенного нормального давления. Эта оболочка используется для процесса формообразования обтяжки металлических листовых деталей на универсальном обтяжном пуансоне. Оболочка из композита лежит непосредственно на точечных опорах оснастки. Являясь прокладкой между точечными опорами и металлической заготовкой, рабочая оболочка обеспечивает гладкость изготавливаемой оболочки. Композитные оболочки универсальной оснастки могут иметь значительное число точечных опор [3-5].

Существующие мощные универсальные программные комплексы со встроенным языком позволяют создавать пользователям собственные программы построения модели, запуска расчета и вывода полученных результатов. Такие программы можно запускать в пакетном (Batch) режиме.

Чтобы соединить мощь универсального комплекса и собственный пользовательский интерфейс для задания и вывода данных при решении конкретной задачи, используется COM (Component Object Model) модель объектных компонентов, – одна из основных технологий, на которой основывается операционная система Windows. Технология COM является языково-независимой технологией и может использоваться для соединения отдельных программ, написанных на разных языках.

Для построения модели композитной оболочки на точечных опорах,

число и расположение которых может задаваться, а также последующего расчета напряженно-деформированного состояния оболочки под действием равномерно распределенного нормального давления создана программа КМ на языке APDL. Для удобства использования этой программы осуществлена автоматизация задания исходных данных и вывода результатов, создано приложение Delphi (графический интерфейс пользователя Graphical User Interface — GUI), из которого с помощью функции API Windows вызываются макросы основной программы КМ. В данном случае сервером автоматизации (управляемым приложением) является программный комплекс Ansys. Управляющим приложением (диспетчером) является интерфейс-приложение Delphi.

Для запуска приложения-сервера из программы-диспетчера использует функция API Windows *CreateProcess*. Для этого формируется файл ввода исходных данных *l.in*, в котором также записываются команды на языке APDL для работы макросов, обеспечивающих

- построение модели оболочки на точечных опорах;
- задание механических характеристик материала;
- задание нагрузки и граничных условий.

Файл *l.in* является одним из параметров *CreateProcess*.

Если поверхность оболочки симметрична по одному или двум направлениям  $x$  и  $y$ , то можно рассчитывать 1/2 или 1/4 части оболочки.

Поскольку количество опор  $i, j$  по направлениям  $x$  и  $y$ , соответственно, может быть различным, четным или нечетным, в программе предусмотрены четыре варианта расположения опор:  $i, j$  – четные числа,  $i, j$  – нечетные числа, четное число  $i$  и нечетное число  $j$  и, наоборот, четное число  $j$  и нечетное число  $i$ .

Считается, что края оболочки  $x = \pm A/2, y = \pm B/2$  опираются на опоры, во всех вариантах, а по центральным осям  $x = 0, y = 0$  опоры имеются в случаях, когда  $i, j$  – нечетные числа.

Срединная поверхность оболочки описывается симметричной функцией второго порядка и в силу симметрии рассматривается 1/4 часть оболочки. Оси симметрии проходят через центр оболочки (рис. 1). Дискретная модель срединной поверхности оболочки предполагает, что в точках дискретизации  $(x_p, y_q)$ ,  $p = \overline{1, p_x}, q = \overline{1, q_y}$  задается значение функции поверхности  $z_{pq}$ . Здесь  $p_x, q_y$  – количество точек дискретизации вдоль оси  $x$  и  $y$ , соответственно.

Дискретная математическая модель сменной оболочки (1) имеет вид:

$$z_{pq} = f - \frac{x_p^2}{2R_1} - \frac{y_q^2}{2R_2}, \quad p = \overline{1, p_x}, q = \overline{1, q_y} \quad (1)$$

где  $f$  – стрела подъема оболочки в центральной точке  $x = 0, y = 0$ .

Опоры задаются на плоскости  $z = 0$  координатами

$$(x_k, y_m), \quad k = \overline{1, i}, m = \overline{1, j}.$$

Следующим этапом проектирования является формирование точек контакта оболочки с опорами. Для этого сравниваются координаты каждой опоры  $x_p, y_q, p = \overline{1, px}, q = \overline{1, qy}$  с координатами каждого узла дискретной поверхности оболочки  $x_k, y_m, k = \overline{1, ix}, m = \overline{1, jy}$ . Те узлы оболочки, которые находятся ближе всего к точкам опор, являются точками опор на дискретной поверхности оболочки. В них задаются граничные условия: перемещения по трем направлениям равны нулю

$$u(x_k, y_m, z_{km}) = 0, v(x_k, y_m, z_{km}) = 0, w(x_k, y_m, z_{km}) = 0 \quad k = \overline{1, ix}, m = \overline{1, jy}. \quad (2)$$

**Результаты расчетов.** В процессе проектирования исследовано влияние геометрических характеристик композитной оболочки универсальной оснастки на количество опор, необходимых для того, чтобы в процессе формообразования соблюдались условия прочности оболочки, а суммарное перемещение оболочки не превышало допустимого.

Для расчета композитной оболочки взяты за основу геометрические параметры, характерные для производства самолетов различных классов (см. таблицу). Толщина оболочки и количество опор выбраны в результате серии проведенных расчетов.

Типоразмер (вар.)	Классы летательных аппаратов	Габариты (А×В), м	Продольный радиус $R_1$ , м	Поперечный радиус $R_2$ , м	Толщина $h$ , мм	Число опор в продольном направлении $i$	Число опор в поперечном направлении $j$
1	Среднего класса	3,0×1,2	19,5	1,2	4	21	10
2	Широко-фюзеляжные	11,0×2,2	25,0	2,5	7	40	21
3	Крупнотоннажные (военно-транспортные)	8,7×2,1	130,0	~1,5	12,0	20	10
4	Тяжелого класса	15,0×3,6	40,0	3,5	20,0	41	21
5	-	2,0×2,0	1,2	1,2	5	40	40
6	-	2,0×1,2	1,2	1,2	4	41	20
7	-	3,0×1,2	2,5	1,2	4	41	20
8	-	2,0×1,2	1,2	1,2	10	30	16

Приведенные в таблице варианты 1-4 ориентированы на весьма пологие оболочки. Для проектирования композитных оболочек с большой гауссовой кривизной выполнена следующая серия расчетов – варианты 5-8. Для варианта 8 на рис. 2 показаны модель 1/4 части оболочки и результаты расчетов – суммарные перемещения  $u_{\text{сум}}$ , м и эквивалентные по Мизесу напряжения  $S_{\text{экв}}$ , Па.

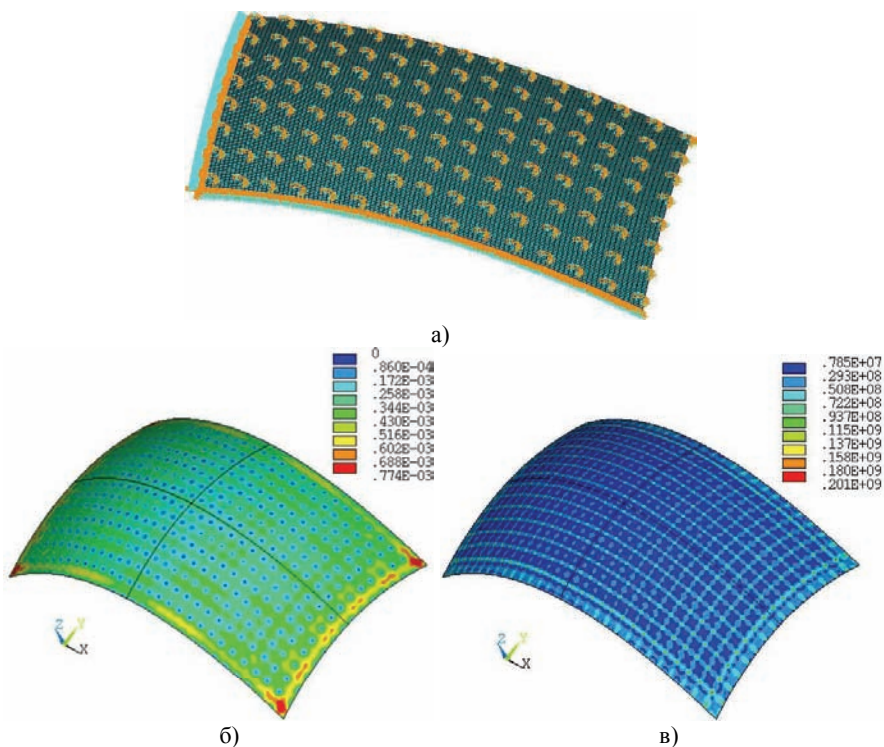


Рисунок 2 – Вариант 8: а) Расположение опор на 1/4 части оболочки; б) суммарные перемещения  $u_{\text{sum}}$ , м; в) эквивалентные напряжения  $S_{\text{eqv}}$ , Па

На рис.3 показана форма приложения Delphi с результатом – перемещением  $u_{\text{sum}}$ , м для одного из вариантов серии расчетов, в котором принималось:  $i = 5$ ,  $j = 3$ .

**Заключение.** В данной работе представлена технология компьютерного проектирования композитных оболочек для универсального пуансона. Создана программа автоматического построения модели композитной оболочки на различных системах точечных опор, а также автоматизирован расчет напряженно-деформированного состояния с помощью универсального расчетного комплекса и вывод результатов расчета.

Исследовано влияние геометрических характеристик композитной оболочки универсальной оснастки на количество опор, необходимых для того, чтобы в процессе формообразования соблюдались условия прочности оболочки, а суммарное перемещение оболочки не превышало допустимого.

Апробация технологии выполнена на серии проектов композитных оболочек с параметрами, характерными для современной авиационной промышленности.

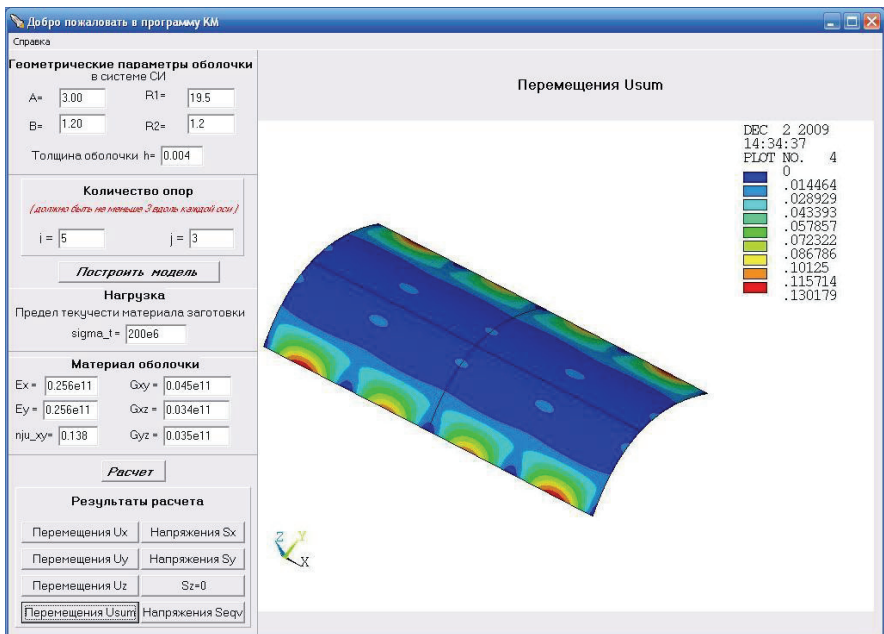


Рисунок 3 – Форма интерфейса приложения Delphi

**Список литературы:** 1. Боголюбов В.С. Формообразующая оснастка из полимерных материалов. – М., Машиностроение, 1979. – 183 с. 2. Боголюбов В.С. и др. Проектирование, изготовление и эксплуатация пустотелых обтяжных пуансонов с применением стеклопластиков. РТМ-1453-74. – М., 1975. – 60 с. 3. M-Z Li, Z-Y Cai, Z Sui, and X-J Li Principle and applications of multi-point matched-die forming for sheet metal. – ImechE, 2008. 4. A-M. Yan, I. Klappka. Springback in stretch forming process of aeronautic panel production by finite element simulation. – Int J Mater Form (2008) Suppl. – 1: 201-204. 5. Zhong-Yi Cai, Shao-Hui Wang, Xu-Dong Xu and Ming-Zhe Li. Numerical simulation for the multi-point stretch forming process of sheet metal // Journal of Materials Processing Technology. – Volume 209, Issue 1. – 1 January 2009. – P. 396-407.

Поступила в редколлегию 21.11.09