

487302

Государственный комитет по высшему образованию
Российской Федерации
Московский ордена Ленина, ордена Октябрьской Революции и
ордена Трудового Красного Знамени государственный
технический университет имени Н. Э. Баумана

На правах рукописи

БУРАВЦОВ Олег Анатольевич

УДК 639.3

РАСЧЕТ ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ КОМПОЗИТНЫХ
СТЕРЖНЕВЫХ И ОБОЛОЧЕЧНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ СИЛОВОМ
И ТЕПЛОВОМ ВОЗДЕЙСТВИИ

Специальность 01.02.06 - Динамика и прочность
машин, приборов и аппаратуры

Дипл -

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва - 1993

Работа выполнена в Московском ордена Ленина, ордена Октябрьской Революции и ордена Трудового Красного Знамени государственном техническом университете имени Н. Э. Баумана.

Научный руководитель - доктор технических наук,
профессор Попов В. Г.

Официальные оппоненты - д. т. н., профессор
Парцевский В. В.;
к. т. н., доцент
Клюев Ю. И.

Ведущее предприятие - НПО "Энергия"

Защита состоится "24" июня 1993г.
в 14 час. 30 мин. на заседании специализированного
совета Д053.15.08 МГТУ им. Н. Э. Баумана по адресу:
107005, Москва В-5, 2-я Бауманская ул., д. 5.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке

для, заверенный
су.

19 1993г.

В. Дубинин

М87302

Актуальность темы. В современной космической технике большое внимание уделяется вопросам создания стержневых и оболочечных конструкций из композитных материалов. Обладая высокой удельной жесткостью и прочностью, а также низкими коэффициентами линейного температурного расширения такие конструкции позволяют удовлетворить требованиям геометрической стабильности элементов точноориентированных радиотехнических систем. Для крупногабаритных конструкций космической техники требуется давать оценку деформирования не только отдельных элементов, но и всей конструкции в целом как свободной (незакрепленной в пространстве) механической системы.

В расчетах композитных конструкций представляется важным учесть не только "традиционные" особенности многослойных конструкций - неоднородность структуры по толщине, анизотропию механических свойств слоев, низкую жесткость на поперечный сдвиг, но и зависимость механических свойств слоев от температуры. Упрощенные методики расчета без учета такой зависимости могут давать качественно неверное представление о деформировании изделия. Учитывая, что экспериментальная отработка крупногабаритных изделий представляет трудоемкий и дорогостоящий процесс, разработка эффективных методов уточняющего расчета тонкостенных композитных конструкций при тепловых и силовых воздействиях является актуальной.

Цель исследования. Настоящая работа посвящена разработке метода расчета деформированного состояния стержневых и оболочечных конструкций, учитывающей как специфику используемых композитных материалов - неоднородность структуры по толщине, зависимость термоупругих свойств материала от температуры, так и особенности деформирования свободных (незакрепленных в пространстве) механических систем.

Научная новизна диссертации заключается в том, что для решения задач о статическом деформировании композитных стержневых и оболочечных конструкций при тепловом и силовом воздействиях предложены новые конечные элементы смешанного типа: четырехугольный суперэлемент многослойной оболочки и конечный элемент композитного цилиндрического стержня.

НТБ МГТУ им. Н.Э. Баумана



1087302

Буравцов О.А. Расчет дефор...

М.Г.И.
им. Н.Э. Баумана
Библиотека

М 84302

На основе анализа аппроксимаций для четырехугольных конечных элементов обоснована невозможность получения матрицы жесткости требуемого ранга. Исходя из этого, предложена процедура формирования суперэлемента смешанного типа. Выбор формы стержневого конечного элемента на основе интегрирования системы разрешающих дифференциальных уравнений одномерной задачи позволяет получать аналитическое решение при постоянных значениях жесткостных свойств и нагрузок.

Методом конечных элементов получено решение новых практически важных задач расчета деформированного состояния отражателя системы космической связи. На основе вариационной формулировки задачи о статическом деформировании свободной механической системы проведен расчет деформаций крупногабаритной стержневой системы при неравномерном тепловом воздействии.

Практическая ценность диссертации заключается в создании методики расчета стержневых и оболочечных конструкций с учетом специфики свойств композитных материалов и поведения свободных механических систем. На основе данной методики разработан комплекс программ для персональных компьютеров PC AT 386 и получено решение ряда практически важных задач.

Предложенный метод построения матрицы жесткости четырехугольного элемента сокращает общее число степеней свободы, упрощает генерацию исходных данных и снижает время расчета. Высокая точность решения задачи с использованием стержневого конечного элемента позволяет проводить расчеты крупногабаритных стержневых систем с минимальными вычислительными затратами.

Методы и алгоритмы, изложенные в диссертации, и реализующий их пакет программ внедрены в расчетную практику НИОУ "Энергия".

Достоверность научных результатов, полученных в работе, обеспечивается применением теоретически обоснованных вариационных принципов, соответствием конечно-элементных решений тестовых задач с точными аналитическими, а также с известными численными и экспериментальными результатами других авторов.

Апробация работы. Основные результаты работы докладывались на: научном семинаре кафедры М1 МГТУ им. Н.Э. Баумана (октябрь 1992 г., март 1993 г.), Молодежной научно-технической конференции "Космонавтика - 21 век" (г. Калининград. Мос-

овской обл., сентябрь 1991 г.)

Публикации. Основное содержание работы опубликовано в статьях [1-3], а также научно-технических отчетах по хозяйственной тематике.

Личный вклад автора. Все основные результаты получены лично автором. Используемые в работе материалы имеют ссылки на литературные источники.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения, содержит 132 страницы, 33 рисунка, 6 таблиц и список литературы, включающий 116 наименований.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ.

Во введении обоснованы актуальность темы, научная новизна и практическая ценность диссертации, дано краткое изложение содержания глав работы.

В первой главе рассматривается современное состояние вопроса расчета многослойных тонкостенных конструкций при силовом и тепловом воздействии.

Важную роль в построении прикладных теорий многослойных оболочек играют вариационные методы. Преимущества вариационной формы постановки задачи - инвариантность к координатным преобразованиям, возможность вывода разрешающих уравнений и задания корректных граничных условий, снижение требований гладкости к множеству допустимых функций - делают вариационный подход наиболее распространенным при построении уточненных теорий. Анализируются работы С. А. Амбарцумяна, В. В. Васильева, Э. И. Григолюка, А. П. Прусакова, А. О. Рассказова, В. Е. Чепиги и другие.

Значительное внимание в первой главе уделено анализу применения метода конечных элементов к расчету тонкостенных конструкций, в том числе многослойных. Подробно освещаются методы коррекции матрицы жесткости элемента с целью улучшения его свойств сходимости. Рассмотрены методы: дискретных гипотез Кирхгофа, суперпозиции форм, допускаемых деформаций и сокращенного интегрирования.

Обзор работ, посвященных расчетам многослойных тонкостенных конструкций общего вида в условиях теплового воздействия, позволяет сделать вывод, что специфике поведения композитных

стержневых и оболочечных конструкций общего вида при тепловом воздействии уделяется недостаточно внимания. В заключении главы сформулированы цели и задачи исследования и намечены пути их реализации.

Во второй главе приводится вариационная формулировка задачи с статическим деформированием многооблойной оболочки в условиях произвольного силового и теплового воздействий.

Деформационные соотношения представлены в линейном виде с учетом поперечных сдвиговых деформаций и переменности коэффициентов первой квадратичной формы поверхности по толщине оболочки.

Используются соотношения упругости для трансверсально несжимаемого ортотропного материала с учетом температурных составляющих деформаций:

$$\sigma' = C_e' (e' - e_T'); \quad \tau' = C_\gamma' \gamma', \quad (1)$$

где - $\sigma', \tau' (e', \gamma')$ - вектор-столбцы мембранных и поперечных сдвиговых напряжений (деформаций) в системе координат слоя; $e_T' = T [\alpha_1', \alpha_2', 0]^T$ - вектор-столбец температурных составляющих деформаций; C_e' - матрица коэффициентов упругости материала; α_1', α_2' - коэффициенты линейного температурного расширения (КЛТР) материала; T - приращение температуры. В системе координат оболочки соотношения (1) будут иметь вид:

$$\sigma = C_e e - \sigma_T, \quad \tau = C_\gamma \gamma, \quad (2)$$

где $C_e = \beta_e^T C_e' \beta_e$; $C_\gamma = \beta_\gamma^T C_\gamma' \beta_\gamma$; $\sigma_T = \beta_e^T C_e' e_T'$; β_e, β_γ - матрицы преобразования компонент тензора деформаций при переходе в систему координат оболочки.

Для перехода к двумерной задаче вводятся две группы гипотез: кинематические и статические. Предполагается, что оболочка несжимаема по толщине, а касательные перемещения распределены линейно по поперечной координате. Распределение деформаций по толщине оболочки представится в виде:

$$e = \rho_e (\varepsilon + z \kappa); \quad \gamma = \rho_\gamma \psi, \quad (3)$$

где $\varepsilon = [\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_{12}, \varepsilon_{11}]^T$; $\kappa = [\kappa_1, \kappa_2, \kappa_{12}, \kappa_{11}]^T$; $\psi = [\psi_1, \psi_2]^T$ - мембранные, изгибные и поперечные сдвиговые деформации, компоненты матриц ρ_e, ρ_γ содержат геометрические парамет-

ры оболочки: параметры Ламе z -слоя и координатной поверхности. Представление деформаций поперечного сдвига (3) для слоев с различными модулями приведет к нарушению силовых условий сопряжения слоев по поперечным касательным напряжениям. Это противоречие устраняется (интегрально по толщине) путем введения статических гипотез о независимой аппроксимации поперечных касательных напряжений.

В диссертации рассматриваются два вида аппроксимаций. В первом случае считается, что определяющее влияние на напряженно-деформированное состояние оказывают равнодействующие поперечных касательных напряжений, т.е. поперечные силы

$$\tau = f_z Q, \quad (4)$$

где $\tau = [\tau_{31}, \tau_{32}]^T$; $Q = [Q_1, Q_2]^T$; $f_z = \frac{1}{h} \begin{bmatrix} A_1 H_1 & 0 \\ 0 & A_1 H_1 \end{bmatrix}$

A_1, H_1 (1,2) - параметры Ламе координатной поверхности и z -слоя. Более общий случай распределения трансверсальных касательных напряжений определяется соотношениями

$$\tau = f_z f_* d, \quad (5)$$

где $f_* = [f_{*1}, f_{*2}]$ - диагональная матрица квадратичных по аргументу z функций аппроксимаций, d - вектор-столбец неизвестных коэффициентов аппроксимации. Соответствующим выбором функций f_* в (5) удается удовлетворить не только силовым условиям сопряжения слоев, но и граничным условиям на поверхностях оболочки по напряжениям τ . Переход к двумерной задаче осуществляется с помощью смешанной формулировки, соответствующей модифицированному принципу Хеллингера-Рейсснера:

$$\begin{aligned} \iint_{S_z} (\delta e^T \sigma + \delta x^T \tau) \frac{H_1 H_2}{A_1 A_2} dz dS - f(\delta u) &= 0; \\ \iint_{S_z} \delta x^T (C_x^{-1} \tau - x) \frac{H_1 H_2}{A_1 A_2} dz dS &= 0. \end{aligned} \quad (6)$$

Второе уравнение системы (6) позволяет определить коэффициенты аппроксимации d в (5) (или Q в (4)) и получить выражения для приведенных жесткостных характеристик многослойного пакета на поперечный сдвиг. Первое уравнение с использованием интегральных по толщине оболочки соотношений термоупругости для мембранных сил и изгибающих моментов дает двумерную вари-

ционную формулировку задачи

$$\int_S \delta \xi^T \mathcal{D} \xi \, dS - f_*(\delta u) = 0, \quad (7)$$

где $u = [u_1, u_2, w, \theta_1, \theta_2]^T$ - вектор-столбец перемещений, $\xi = [\epsilon^T, \alpha^T, \psi^T]^T$ - вектор-столбец деформаций координатной поверхности ($\xi = Lu$), $\mathcal{D}$ - матрица приведенных мембранных, изгибных, смешанных (мембранно-изгибных) и сдвиговых жесткостных характеристик [1]. В функционал $f_*(\delta u)$ (см. (7)) кроме работы внешних сил входит также и работа температурных составляющих внутренних сил и моментов на возможных деформациях.

При решении задачи методом конечных элементов удобно перейти от уравнения (7) к смешанной вариационной формулировке в деформациях и перемещениях, поскольку такой подход позволяет получить матрицу жесткости конечного элемента требуемого ранга. Методом неопределенных множителей Лагранжа в работе осуществляется переход от функционала, соответствующего вариационному уравнению (7) к смешанному функционалу в деформациях и перемещениях. Условия стационарности в этом случае примут вид:

$$\begin{aligned} \int_S (Lu)^T \mathcal{D} \xi \, dS - f_*(\delta u) &= 0; \\ \int_S \delta \xi^T \mathcal{D} (Lu - \xi) \, dS &= 0. \end{aligned} \quad (8)$$

При такой формулировке компоненты деформаций и перемещений аппроксимируются независимо.

В третьей главе, на основе анализа возможных полиномиальных аппроксимаций для различных конечных элементов смешанного типа обосновывается использование процедуры метода суперэлементов для построения четырехугольного конечного элемента многослойной оболочки. Проводится анализ собственных чисел матрицы жесткости, выполняется проверка свойств суперэлемента на решении ряда жестких задач и сравнении с экспериментом.

Аппроксимация полей деформаций и перемещений задается в виде

$$\xi = \omega \alpha; \quad u = \varphi \eta, \quad (9)$$

где ω, φ - матрицы функций аппроксимации деформаций и перемещений; η - вектор-столбец узловых степеней свободы конечного элемента; α - вектор-столбец внеузловых коэффициентов аппроксимации.

Из соотношений (8) и (9) следует уравнение равновесия

$$K \varphi = P_p + P_r, \quad (10)$$

где матрица жесткости K , вектор-столбцы приведенных узловых сил от внешнего силового P_p (объемные и поверхностные силы $\bar{p}$, силы на контуре p_r) и теплового P_r воздействий имеют вид:

$$K = G^T H^{-1} G; \quad G = \int_S \omega^T \mathcal{D} L \Phi dS; \quad H = \int_S \omega^T \mathcal{D} \omega dS; \\ P_r = \int_S (L \Phi)^T F_r dS; \quad P_p = \int_S \Phi^T \bar{p} dS + \int_r \Phi^T p_r d\Gamma. \quad (11)$$

Ранг матрицы жесткости K (11) определяется размерностями вектор-столбцов аппроксимации перемещений и деформаций и может быть скорректирован до требуемого значения.

Пусть n_φ — число обобщенных узловых степеней свободы конечного элемента, а n_r — размерность ядра оператора L . Тогда ранг матрицы жесткости должен быть равен

$$\text{rank}(K) = n_\varphi - n_r \quad (12)$$

Ранг матрицы жесткости (11) можно определить как $\text{rank}(K) = \min(n_\alpha, n_\varphi)$, где n_α — размерность вектор-столбца α в выражении (9). Выбирая порядок аппроксимации деформаций так, чтобы $n_\alpha = n_\varphi - n_r$, удовлетворим условию (12). Проведенный в работе анализ возможных аппроксимаций на основе полных полиномов для оболочечных четырехугольных элементов показал, что матрица жесткости таких элементов не будет иметь требуемого ранга [2]. Соотношение (12) будет выполнено точно для треугольного шестиузлового конечного элемента с квадратичной аппроксимацией поля перемещений и линейной — поля деформаций. Исследование свойств такого элемента, проведенное Поповым В. Р. и Быковым Е. В., подтвердило высокую точность получаемого решения и отсутствие лишних смещений треугольного элемента в пространстве как жесткого целого. Однако, практика расчетов осесимметричных оболочек двойной кривизны показала, что для треугольного конечного элемента характерно наличие ложного смещения в окружном направлении — так называемого "закручивания". Данный недостаток в значительной мере характерен для регулярных сеток любых треугольных элементов в криволинейной

системе координат. В диссертации, в частности, такой эффект демонстрируется на примере задачи равномерного нагрева круглой пластины. Также, для прямоугольной в плане шарнирно-опертой пластины показывается влияние различных регулярных схем дискретизации треугольными элементами на точность и скорость сходимости решения. Указанные недостатки устраняются построением четырехугольного конечного элемента с использованием процедуры метода суперэлементов на основе четырех треугольных (рис. 1). Анализ собственных чисел матрицы жесткости суперэлемента показал наличие в точности шести нулевых собственных значений, которым соответствуют собственные векторы, описывающие три поступательных смещения и три поворота без деформации конечного элемента.

Проверка свойств суперэлемента выполнялась на решении следующих тестовых задач: изгиб тонкостенной сферической оболочки двумя радиальными силами, изгиб цилиндрической оболочки сосредоточенной силой, деформирование многослойной сферической панели под действием внешнего распределенного давления и нагрева. Точность решения для всех задач находится в пределах 5%. Исследование деформированного состояния многослойной панели при силовом нагружении показало хорошее совпадение расчетных и экспериментальных данных.

В четвертой главе строится конечный элемент композитного цилиндрического стержня для расчета конструкций в условиях неравномерного теплового воздействия. Рассматривается специфика деформирования свободных механических систем.

В качестве допущения при построении стержневого конечного элемента принимается, что изгибная и поперечная сдвиговая жесткости тонкой стенки пренебрежимо малы. Контур сечения считается деформируемым в окружном направлении в результате теплового воздействия, при этом окружных сил не возникает. Распределение температуры T по окружной координате α представляется в виде: $T = \bar{T}^{(0)} + \bar{T}^{(1)} \cos \alpha + \bar{T}^{(2)} \sin \alpha$. Компоненты вектор-столбца перемещений (рис. 2) содержат три поступательных перемещения вдоль осей местной системы координат и три поворота вокруг соответствующих осей: $u = [U, V, W, \varphi, \theta, \psi]^T$. Углы поворота сечений стержня θ, ψ в общем случае отличны от углов поворота нормалей. Воспользовавшись соотношениями упругости и определением силовых факторов для одномерной

задача, можно получить выражение для матрицы интегральных жесткостных характеристик D :

$$D = \begin{bmatrix} D_{11} & 0 & 0 & D_{14} & 0 & 0 \\ & D_{22} & 0 & 0 & D_{25} & 0 \\ & & D_{33} & 0 & 0 & D_{36} \\ & & & D_{44} & 0 & 0 \\ сим & & & & D_{55} & 0 \\ & & & & & D_{66} \end{bmatrix}, \quad (13)$$

где D_{11} , D_{44} - приведенные жесткости стержня на растяжение и кручение, D_{22} , D_{33} - на изгиб в плоскостях xu и xz ,

D_{55} , D_{66} - на поперечный сдвиг. Смешанные жесткостные характеристики D_{14} , D_{25} , D_{36} отличны от нуля не только при несимметричной структуре укладки слоев пакета, но и в случае неравномерного теплового воздействия, когда учитываются зависимости термоупругих свойств слоев от температуры.

Выбор функций формы при решении задачи методом конечных элементов осуществляется на основе интегрирования системы дифференциальных уравнений Эйлера, которая представляется в виде

$$\frac{d}{dx} \begin{Bmatrix} u \\ \mu \end{Bmatrix}_{s=x} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u \\ \mu \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} P_1 \\ P_2 \end{Bmatrix}, \quad (14)$$

где $[u^T, \mu^T]^T$ - вектор состояния, μ - вектор-столбец силовых факторов в сечении $s=x$. Интегрирование (14) дает

$$\begin{Bmatrix} u \\ \mu \end{Bmatrix}_{s=x} = \begin{bmatrix} \omega_{11}(x) & \omega_{12}(x) \\ \omega_{21}(x) & \omega_{22}(x) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u \\ \mu \end{Bmatrix}_{s=0} + \begin{Bmatrix} H_1 \\ H_2 \end{Bmatrix}$$

где $\omega_{ij}(x)$ - компоненты матрицы фундаментальных решений. Функции формы конечного элемента выражаются через ω_{ij} следующим образом

$$u = \Phi u_{oe} = \Phi_0 u_0 + \Phi_1 u_1;$$

$$\Phi_0 = \omega_{11}(x) - \omega_{12}(x) \omega_{12}^{-1}(l) \omega_{11}(l); \quad \Phi_1 = \omega_{12}(x) \omega_{12}^{-1}(l). \quad (15)$$

Матрица жесткости конечного элемента получается далее по обычной формуле $K = \int_0^l (L\Phi)^T D L\Phi dx$. Предлагаемый конечный элемент имеет требуемый ранг матрицы жесткости и при постоянных значениях жесткостных характеристик и нагрузок дает точное решение.

Особенность крупноразмерных космических конструкций состоит в том, что тепловое воздействие в рабочих условиях приводит к неравномерному распределению температуры и, как

следствие, несимметричному относительно центра масс деформированию системы. При этом точно ориентированные элементы радиотехнических систем получают дополнительные угловые смещения. Оценка величины этих смещений представляется затруднительной, используя традиционный прием решения - закрепление в произвольной точке и последующее вычитание смещений как твердого тела. В диссертации рассматривается задача о статическом деформировании свободной (незакрепленной в пространстве) механической системы под действием произвольного поля температуры.

Для тела, находящегося в состоянии поступательного движения и вращения под действием системы сил, главный вектор и момент которой равны нулю, справедливы следующие следствия из законов сохранения количества и момента количества движения:

$$\begin{aligned} \int_V \rho \mathbf{u}_0 dV + \sum_{i=1}^N M_i \mathbf{u}_{0i} &= \mathbf{A}; \\ \int_V \rho \mathbf{r} \times \mathbf{u}_0 dV + \sum_{i=1}^N M_i \mathbf{r}_i \times \mathbf{u}_{0i} &= \mathbf{B}, \end{aligned} \quad (16)$$

где M_i ($i=1, N$) - жестко скрепленные с телом сосредоточенные массы; $\mathbf{u}_0$ - вектор перемещения системы в течение малого промежутка времени $\Delta \tau$; $\mathbf{A}, \mathbf{B}$ - постоянные величины, пропорциональные значениям количества и момента количества движения системы; ρ - плотность тела; $\mathbf{r} (\mathbf{r}_i)$ - радиус-вектор произвольной точки тела или присоединенной массы M_i относительно центра масс. При произвольном тепловом воздействии количество и момент количества движения системы не изменяются, что позволяет получить условие ортогональности перемещений точек системы в результате деформирования $\mathbf{u}$ и жестких смещений $\mathbf{u}_0$:

$$\int_V \rho \mathbf{u}_0^T \mathbf{u} dV + \sum_{i=1}^N M_i \mathbf{u}_{0i}^T \mathbf{u}_i = 0 \quad (17)$$

Вариационная формулировка задачи статики незакрепленной системы получена на основе принципа возможных перемещений, для которого уравнение (17) рассматривается в качестве дополнительного условия:

$$\begin{aligned} \int_V (\mathbf{L} \delta \mathbf{u})^T \mathbf{C} \mathbf{L} \mathbf{u} dV - \int_V (\mathbf{L} \delta \mathbf{u})^T \mathbf{C} \mathbf{E} \mathbf{r} dV - \lambda^T \left(\int_V \rho \delta \mathbf{u}^T \mathbf{u}_0 dV + \right. \\ \left. + \sum_{i=1}^N M_i \delta \mathbf{u}_i^T \mathbf{u}_{0i} \right) = 0; \\ \delta \lambda^T \left(\int_V \rho \mathbf{u}^T \mathbf{u}_0 dV + \sum_{i=1}^N M_i \mathbf{u}_i^T \mathbf{u}_{0i} \right) = 0. \end{aligned} \quad (18)$$

Решение задачи методом конечных элементов приводит к системе линейных алгебраических уравнений:

$$\begin{bmatrix} K & F^T \\ F & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} q \\ \lambda \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} P \\ 0 \end{Bmatrix}$$

где K - матрица жесткости, q - вектор-столбец обобщенных перемещений. Матрица дополнительных условий F с учетом представления жестких смещений в виде $u_0 = \Phi_0 q_0$ формируется следующим образом:

$$F = \iiint \rho \Phi_0^T \Phi dV + \sum_{i=1}^N M_i \Phi_{0i}^T \Phi_i$$

В работе приведены примеры расчета простейших свободных стержневых систем при неравномерном тепловом воздействии. На рис.3 даются результаты расчета крупногабаритной стержневой конструкции - перспективной платформы центра космической связи. Неравномерность распределения температуры здесь вызвана эффектами затенения части поверхности различными конструктивными элементами. Показана деформированная конфигурация системы в направлении, нормальном к исходной плоскости фермы. Размеры конструкции: 40x12x2 м. Стержни получены намоткой слоев однонаправленного композита с характеристиками: $E_1 = 145$ ГПа, $E_2 = 9.5$ ГПа, $G_{12} = 5$ ГПа, $G_{13} = G_{23} = G_{12}$, $\nu_{12} = 0.33$, $\alpha_1 = 2 \cdot 10^{-6} \text{ К}^{-1}$, $\alpha_2 = 40 \cdot 10^{-6} \text{ К}^{-1}$. Число слоев - 12, структура укладки [0/+30/-30/+60/-60/90]s. Диаметр стержней - 0.02 м, число стержней - 618. Из результатов расчета следует, что максимальные линейные смещения точек А и D не превышают 0.065м, угловые - 32 угл. мин. Для высокоточных систем подобные угловые отклонения близки к предельно допустимым.

Пятая глава посвящена анализу геометрической стабильности отражателя системы космической связи при тепловом воздействии. Исследуется влияние различных параметров на работоспособность изделия.

Конструктивно отражатель состоит (рис. 4) из рефлектора 1, выносного элемента 2 и блока для размещения радиотехнических систем 3. Рефлектор 1 представляет несимметричную в радиальном направлении (α_1) трехслойную параболическую обшивку с углепластиковыми обшивками. Обшивки представляют совокупность секторов, каждый из которых имеет одинаковую структуру укладки. Работоспособность отражателя при его деформировании оценивается по среднеквадратичному отклонению (СКО) отражающей поверхности рефлектора в нормальном к исходному контуру направ-

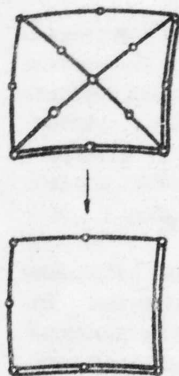


Рис. 1

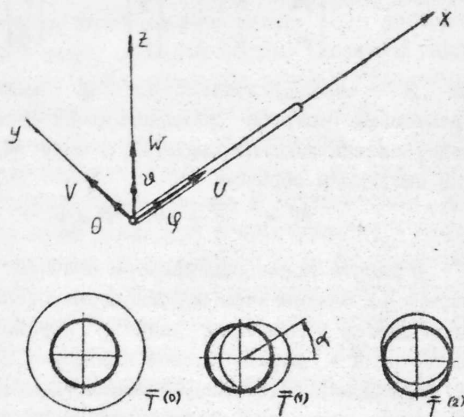


Рис. 2

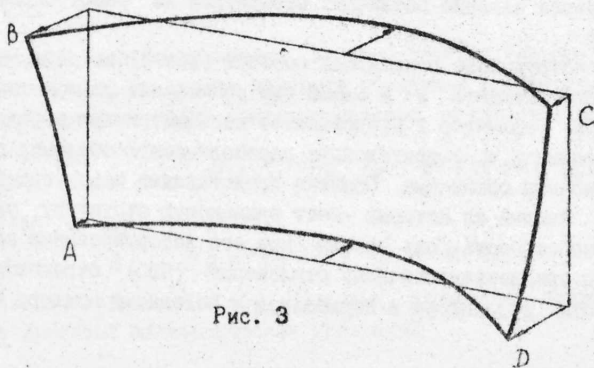
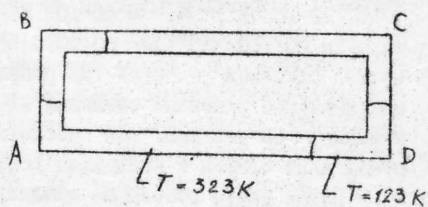
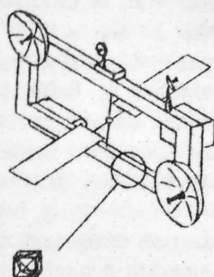


Рис. 3

лении и по величинам максимальных угловых отклонений $\Delta\varphi$ точек отражающей поверхности.

В расчетах учитывается зависимость свойств материала от температуры в диапазоне 130 К - 423 К, для которой характерно изменение коэффициента линейного температурного расширения углепластика вдоль волокон α_l° на 100 % относительно исходного значения при нормальной температуре. На численном примере показывается, что без учета такой зависимости характер деформирования оболочки отражается качественно неверно.

Определение температурного состояния рассматриваемой конструкции при циклическом изменении условий освещения есть сложная нестационарная задача теплопроводности. В данной работе она не решалась, а при определении предельных перепадов температуры по толщине и поверхности рефлектора используются результаты модельных расчетов других авторов, выполненные в МТУ и ЦНИИМАШ. В качестве предельных перепадов по толщине для многослойного пакета с заполнителем, имеющим низкий коэффициент теплопроводности, принята величина 100К в области низких и высоких температур; для заполнителя с высоким коэффициентом теплопроводности - 10К. Максимальный перепад температур по поверхности рефлектора принимался равным 150К.

На рис. 5 приведены результаты расчета нормального прогиба ($w \cdot 10^3$, м), радиальных $\varepsilon_{rr} \cdot 10^3$ деформаций верхней и нижней обшивки для случая ступенчатого по поверхности изменения температуры от 160К до 300К. Перепад температуры по толщине составляет 10К. Кроме того, в работе рассматривается влияние изгиба выносного элемента на параметр $\Delta\varphi$, анализируется влияние различных конструктивных параметров на геометрическую стабильность отражателя (структура многослойного пакета, высота заполнителя, характер расположения секторов обшивок).

Результаты расчетов позволили сделать следующие основные выводы относительно работоспособности конструкции. 1. Геометрическая стабильность отражателя по параметрам СКО и $\Delta\varphi$ обеспечивается в области высоких температур (273-373К) за счет близкого к нулю интегрального коэффициента линейного температурного расширения многослойного пакета. В области температур 173-273К параметр СКО 1. превышает допустимое значение. 2. Изменением традиционных конструктивных параметров практически невозможно обеспечить требуемое значение СКО. Предложены различ-

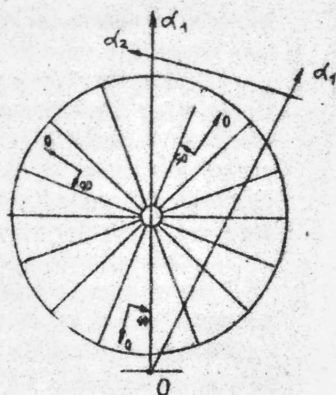
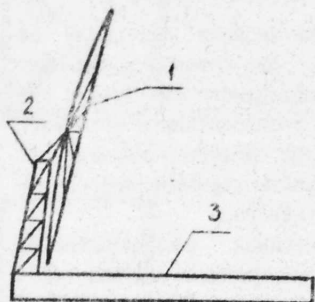


Рис. 4

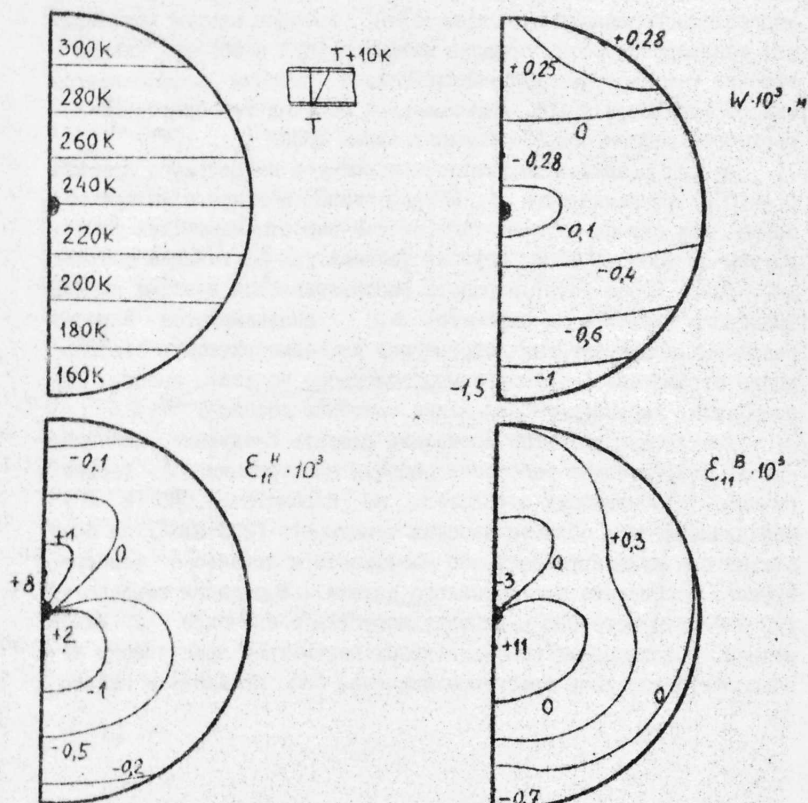


Рис. 5

ные варианты обеспечения работоспособности отражателя.

В заключении сформулированы основные выводы по результатам работы:

1. Разработана и реализована методика решения задач статического деформирования композитных стержневых и оболочечных конструкций общего вида с учетом специфики свойств композитных материалов.

2. В рамках данной методики разработаны и применены в расчетах новые конечные элементы смешанного типа: четырехугольный суперэлемент многослойной оболочки двойной кривизны и конечный элемент композитного цилиндрического стержня.

3. На основе анализа аппроксимаций для четырехугольного конечного элемента обоснована невозможность получения матрицы жесткости требуемого ранга. Исходя из этого предложена процедура формирования суперэлемента смешанного типа. Для стержневого конечного элемента достигается высокая точность решения выбором функций формы на основе интегрирования системы разрешающих дифференциальных уравнений одномерной задачи.

4. На основе вариационной формулировки задачи о статическом деформировании свободной механической системы проведен расчет деформирования крупногабаритной стержневой конструкции при тепловом воздействии.

5. С помощью разработанной методики решен ряд новых практических важных задач деформирования композитного отражателя системы космической связи. Рассмотрено влияние конструктивных параметров на деформирование отражателя.

Методика расчета и реализующий ее пакет программ внедрены на НПО "Энергия".

Основные результаты диссертации отражены в следующих работах:

1. Попов В. Г., Буравцов О. А. Вариационные формулировки задач термоупругости многослойных оболочек // Механика конструкций из композиционных материалов. - 1991. - Вып. 1. - С. 277-303.

2. Буравцов О. А., Попов В. Г. К расчету термоупругого состояния многослойных оболочек на основе четырехугольного суперэлемента // Прикладная механика. - 1991. - Т. 27, №10. - С. 96 - 101.

3. Попов В. Г., Буравцов О. А. Кручение и растяжение ци-

линдрических многослойных стержней при температурном нагружении // Изв. ВУЗов. Машиностроение. - 1990. - №5. - С. 38-42.

Сл/т

Подписано к печ. 20.04.93г. Зак.254 объем I.0 п.л. Тир.100 экз.

Типография МГТУ им. Баумана