

ЦИФРОВОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТЕРМОРАЗМЕРОСТАБИЛЬНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ СЛОИСТОГО УГЛЕПЛАСТИКА

© 2021

- В. А. Комаров** доктор технических наук, профессор кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов, директор научно-образовательного центра авиационных конструкций; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; vkomarov@ssau.ru
- Е. А. Кишов** кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; kishov.ea@ssau.ru
- О. Г. Лайкова** заместитель генерального конструктора по научной работе; Специальное конструкторско-технологическое бюро «Пластик», г. Сызрань; opriokr-prg@sktb-plastik.ru
- А. А. Павлов** инженер научно-образовательного центра авиационных конструкций; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; alex-alex.pavlov@yandex.ru

Рассматриваются особенности проектирования терморазмеростабильных конструкций. Предлагается новая методика проектирования, в которой конечные элементы используются как язык для описания силовой схемы конструкции и распределения материала в ней с возможностью задания желаемой структуры слоистого композита. Проектная задача формулируется в терминах нелинейного математического программирования. Для её приближенного решения в интерактивном режиме используется последовательность цифровых моделей. Обсуждаются особенности конечноэлементного моделирования тонкостенных конструкций из слоистого композиционного материала. Методика демонстрируется на примере разработки крупноразмерного корпуса космического телескопа.

Конструкция; телескоп; корпус; размеростабильность; углепластик; проектирование; цифровая модель

Цитирование: Комаров В.А., Кишов Е.А., Лайкова О.Г., Павлов А.А. Цифровое проектирование терморазмеростабильных конструкций из слоистого углепластика // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 1. С. 75-86. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-75-86

Введение

В статье «Точное проектирование» [1] описаны основные идеи новой проектной парадигмы, получившей название «concurrent design». Использовать этот термин предложил профессор Weisshaag Т.А. во время стажировки одного из авторов статьи в Purdue University, USA, в 1997 году при обсуждении путей модернизации процесса разработки авиационных конструкций [2]. Слово «concurrent» в данном контексте употреблено в смысле поймать «на мушку» или «попасть точно в цель» с учётом особенностей американского научного сленга, который часто использует термины из спортивного лексикона.

Идея нового порядка проектирования авиационных конструкций возникла в 1980-е в ходе совместных работ над проектами ряда самолётов сотруди́ков отдела

прочности ОКБ им. С.В. Ильюшина и лаборатории САПР Куйбышевского авиационного института. В этот период в ОКБ был освоен и начал широко применяться в расчётах на прочность метод конечных элементов (МКЭ), который показывал высокую точность и давал понимание силовой работы конструкции в целом. В традиционном порядке проектирования подбор поперечных сечений силовых элементов конструкций выполнялся на основе приближенных, так называемых «проектировочных» расчётов, которые часто называют также инженерными за простоту и скорость. МКЭ с подробным разбиением конструкции на элементы использовался в то время в основном в «поверочных» расчётах. Они выявляли ошибки инженерных расчётов и приводили к корректировкам конструкций, затягиванию и удорожанию процесса проектирования. Трудоёмкость поверочных расчётов по сборочным и детальным чертежам была достаточно большой из-за избыточной информации этих документов на бумажных носителях. Кроме того, технические решения в ряде случаев не находили адекватного описания имеющимся набором конечных элементов или требовали слишком больших вычислительных ресурсов. Для исключения этих двух узких мест в процессе проектирования было предложено создавать конечноэлементную модель всей конструкции будущего самолёта непосредственно после принятия решений о его внешних формах и компоновке внутреннего пространства. При таком подходе конечные элементы – стержни, балки, пластины, оболочки, мембраны и т.п. – использовались как язык для математического описания силовой конструкции подобно сборке моделей в игре LEGO. Впервые данный подход был использован при разработке всей конструкции планера самолета Ил-96 в целом и дал ощутимый выигрыш в сроках и качестве выполнения проектных работ. Ускорение проектирования достигалось в основном за счёт сокращения количества доработок. Улучшение качества проектирования обеспечивалось применением методов оптимизации при детальном конструировании и возможностью анализировать стыки агрегатов и места с концентраторами напряжений. Данные обстоятельства особенно важны для самолётов с большим ресурсом планера. Успеху быстрого внедрения и развития нового порядка проектирования способствовали усилия разработчиков МКЭ системы РИПАК, в которую был включён ряд специальных элементов, отражающих специфику авиационных конструкций. Например, фрагмент трёхслойной конструкции для описания панелей пола; стержни, мембраны и пластины, подкреплённые ребрами, с эксцентриситетами по отношению к узлам сборки в конструкциях панелей крыла и фюзеляжа и т.п. [3]. Зарождение и развитие нового порядка проектирования описано в [4].

Конечноэлементное представление силовой конструкции на ранних стадиях проектирования даёт значительно большую ясность и информативность для её дальнейшей разработки, чем вербальное описание с использованием терминов и понятий типа: монококовая, полумонококовая, балочно-стрингерная, оболочечная конструкция и т.п. Библиотеки конечных элементов мощных CAE-систем, таких как NASTRAN, ANSYS и ряд других, дают возможность задавать механические характеристики каждого элемента, включая анизотропию и нелинейность. Кроме того, данные системы позволяют вычислять эти и подобные характеристики через параметры структуры материала. Широкие возможности расчёта НДС конструкций из новых материалов позволяют ставить и решать задачи точного проектирования конструкций, включая выбор материала и его структуры.

Цель данной работы – показать применение новой проектной парадигмы при разработке конструкции из слоистых углепластиков с широким спектром функциональных ограничений.

Цифровое проектирование терморазмеростабильных конструкций

Слоистые угле- и стеклопластики имеют высокие удельные характеристики прочности и жёсткости. Кроме того, углеродные волокна обладают уникальным физическим свойством – имеют отрицательную величину коэффициента линейного термического расширения (КЛТР), что позволяет при определённых соотношениях количества полимерного связующего и волокнистого наполнителя получать величину этого коэффициента близкую к нулю в направлении армирующего волокна. При этом пакет с симметричной укладкой относительно срединной поверхности восьми однонаправленных слоёв $[0^\circ, 90^\circ, \pm 45^\circ]_S$ обладает свойством квазиизотропности в плоскости пакета [5]. Теоретический анализ и экспериментальная проверка показывают устойчивую возможность достижения КЛТР порядка $1 \times 10^{-6} 1/^\circ\text{C}$ [6]. В связи с этим слоистый углепластик представляется перспективным для создания терморазмеростабильных конструкций аэрокосмического назначения – антенн и корпусов оптико-электронных устройств.

Проектирование композитов обладает рядом особенностей по сравнению с традиционными материалами. Это анизотропия, зависимость термомеханических характеристик от внутренней структуры материала, дискретный характер проектных переменных – геометрических размеров поперечных сечений элементов конструкции, а также необходимость проверки прочности через довольно сложные критерии.

Рассмотрим процесс цифрового проектирования, сохраняя общность рассуждений и подходов, на демонстрационном примере разработки несущей конструкции терморазмеростабильного корпуса космического телескопа, оптическая система которого построена по схеме Ричи-Кретьена (рис. 1) [7].

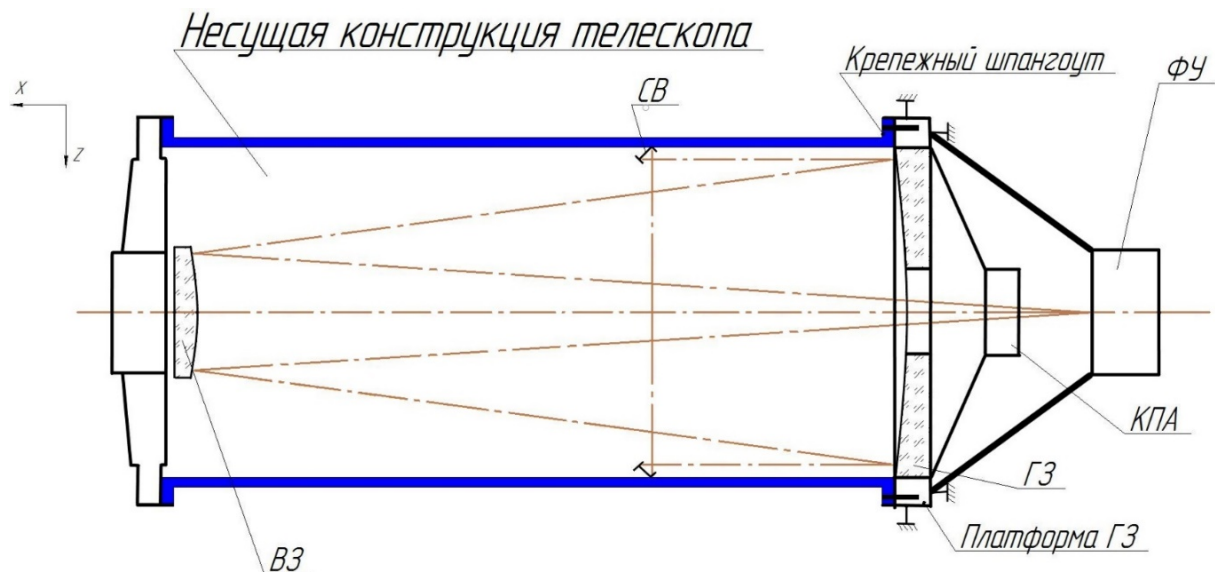


Рис. 1. Оптическая схема (ФУ – фокальный узел, КПА – корректор полевых aberrаций, СВ – световозвращатель, ВЗ – вспомогательное зеркало) и схема закрепления телескопа ОЭЖ ВР в конструкции КА [8]

Будем рассматривать конструкцию, которая состоит из цилиндрической оболочки с вырезами, подкрепляющими ребрами, расположенными снаружи, и фланцем для стыковки с другой частью корпуса. Выбор данного конструктивного решения – силовой схемы – предложен в [8] с учётом ряда требований по сборке оптикоэлектронной схемы, её функционированию и простоте изготовления с возможно меньшей массой.

Постановка задачи

После выбора силовой схемы необходимо найти рациональное распределение материала по элементам конструкции, то есть выполнить «образмеривание» (sizing) [9]. В терминах нелинейного математического программирования данная задача может быть сформулирована следующим образом: необходимо найти вектор X^* , при котором

$$f(X^*) \leq f(X) \forall X \in \Omega, \quad (1)$$

где $\Omega = \{X : g_j(X) \leq 0, j = 1, 2, \dots, m\}$ – область допустимых проектов; X – вектор проектных переменных; $f(X)$ – целевая функция; $g_j(X)$ – ограничения; j – номер ограничения.

Рассматриваемая задача может быть конкретизирована следующим образом.

Целевая функция – масса конструкции:

$$f(X^*) = \sum_{i=1}^n \rho_i V_i = \sum_{i=1}^n \delta_i S_i \rho_i \rightarrow \min, \quad (2)$$

где $X = \{\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_n\}^T$ – вектор проектных переменных толщин δ конечных элементов из которых предполагается собрать виртуально корпус; S_i – площадь и номер элемента; Ω – область допустимых проектов, которая определяется ограничением на величины переменных:

$$a_i \leq \delta_i \leq b_i \quad (3)$$

и ограничениями по функционированию корпуса на отдельных этапах жизненного цикла. Это:

1. Ограничения на прочность для каждого слоя каждого элемента, выполнение которых проверяется через критерий прочности вида [10]:

$$\varphi = \max \left(\frac{\sigma_x}{[\sigma_x]}, \frac{\sigma_y}{[\sigma_y]}, \frac{\sigma_z}{[\sigma_z]}, \frac{\tau_{xy}}{[\tau_{xy}]}, \frac{\tau_{xz}}{[\tau_{xz}]}, \frac{\tau_{zy}}{[\tau_{zy}]} \right) < 1, \quad (4)$$

где $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z, \tau_{xy}, \tau_{xz}, \tau_{yz}$ – действующие нормальные и касательные напряжения; $[\sigma_x], [\sigma_y], [\sigma_z], [\tau_{xy}], [\tau_{xz}], [\tau_{yz}]$ – предельные характеристики прочности; φ – индекс разрушения.

2. Ограничение по жёсткости на величину минимальной собственной частоты корпуса:

$$\omega_l > 40 \text{ Гц}, \quad (5)$$

где ω_l минимальная собственная частота конструкции корпуса с сосредоточенной массой оптического элемента – вспомогательного зеркала (ВЗ) (см. рис. 1).

3. Ограничение по деформациям корпуса при равномерном и неравномерном изменении поля температур в диапазоне $\pm 5^\circ\text{C}$:

$$\begin{aligned}\Delta_x &< 0,02 \text{ мм,} \\ \Delta_y, \Delta_z &< 0,03 \text{ мм,}\end{aligned}\tag{6}$$

где $\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z$ – линейные изменения расстояния между стыковочными фланцами.

В связи с большим числом проектных переменных ($n = 10^3 \dots 10^6$) и их дискретным характером (изменение толщины пакета с сохранением квазиизотропности допустимо только ступенчато – кратно толщине восьми однонаправленных слоёв или четырёх перекрёстно-армированных слоёв ткани) в данной задаче трудно рассчитывать на использование известных универсальных методов, алгоритмов и программ оптимизации. Кроме того, при решении подобных задач часто оказывается полезным, особенно с точки зрения технологичности, объединение ряда элементов в группы с одинаковой толщиной, как показано в [11]. Поэтому далее рассматривается создание и использование в интерактивном режиме последовательности цифровых моделей для решения поставленной задачи, от выбора силовой схемы до получения 3D-модели конструкции корпуса, удовлетворяющей всем геометрическим и функциональным ограничениям.

В качестве основного инструмента анализа напряжённо-деформированного состояния (НДС) конструкции предполагается использование метода конечных элементов в системе автоматизации инженерных расчётов (CAE) высокого уровня. В данной работе используется система ANSYS (лицензия ANSYS 16.0 Academic Research Mechanical and CFD, Samara University).

Цифровое описание силовой схемы

На рис. 2 показано математическое описание принятой силовой схемы корпусной конструкции телескопа. Вначале задаются поверхности, которые описывают границы внутреннего пространства корпуса телескопа, необходимые эксплуатационные вырезы и наружные поверхности для локации и последующей генерации ребер. Эту пространственную модель поверхностей можно рассматривать как своего рода цифровой аналог теоретического чертежа, принятого в машиностроении.

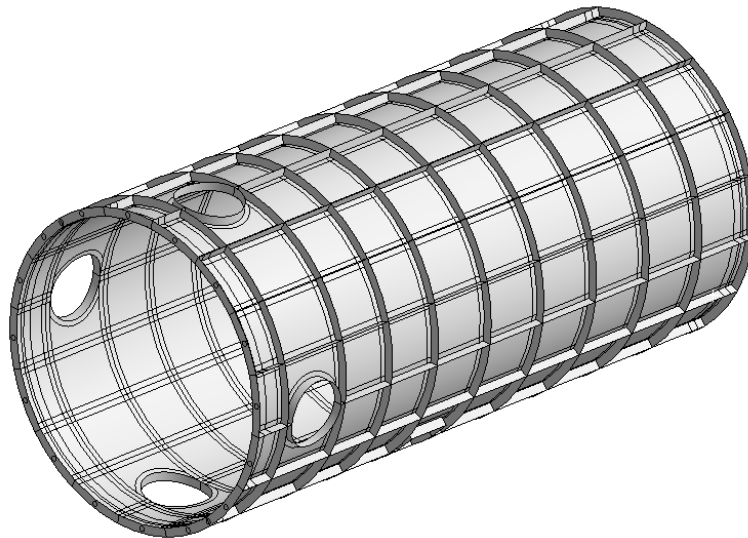


Рис. 2. Поверхностная геометрическая модель описания силовой схемы корпуса телескопа

Здесь цилиндрическая поверхность не является срединной поверхностью реальной конструкции. Она представляет собой поверхность внутреннего теоретического контура изделия.

Выбор конечных элементов

Для материализации проекта тонкостенной конструкции из слоистого композита представляется удобным использование четырёхузловых конечных элементов SHELL181 с шестью степенями свободы в узлах. Использование данного сложного элемента по сравнению с простыми мембранными освобождает конструктора от проблемы обеспечения геометрической неизменяемости ансамбля элементов. Данный элемент позволяет достаточно точно моделировать тонкостенные конструкции, при этом экономно расходуя вычислительные ресурсы по сравнению, например, с 8-узловым твердотельным элементом. Причина такой эффективности состоит в описании изгибного поведения конечного элемента на основе теории Миндлина-Рейсснера (гипотеза прямых нормалей, в общем случае не перпендикулярных срединной поверхности). Элемент допускает слоистую формулировку, причём для изменения толщин и количества слоёв не требуется перестроения конечноэлементной сетки. SHELL181 даёт возможность задания широкого спектра механических характеристик материала и выдачи результатов расчётов НДС с учётом особенностей решаемых задач (напряжений, деформаций, критериев прочности и т.д.). Жёсткостные характеристики, а также тензоры напряжений и деформаций определяются в системе координат элемента. Элемент допускает одностороннее смещение материала относительно поверхности теоретического контура, на котором размещаются узлы.

Генерация конечноэлементной сетки

На рис. 3 показана сетка конечных элементов, построенная на основе поверхностной геометрической модели (см. рис. 2) в автоматическом режиме средствами препроцессора ANSYS Mechanical. Сетка содержит преимущественно четырёхузловые элементы.

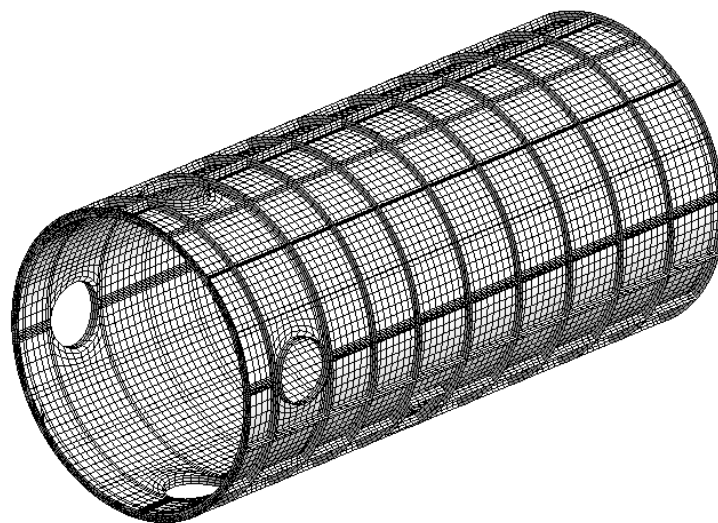


Рис. 3. Конечноэлементная сетка

Узлы элементов располагаются строго на поверхностях. В целях корректного представления жёсткости цилиндрической части конструкции её элементам присвоено смещение материала относительно нейтральной поверхности на величину, равную половине толщины пакета слоёв. Элементы обрешения такого смещения не имеют.

Задание материала для расчётной модели

Элемент SHELL181 требует для каждого ортотропного слоя 9 упругих констант: три модуля упругости по трём осям (E_x, E_y, E_z), три модуля сдвига по трём плоскостям (G_{xy}, G_{yz}, G_{xz}) и три коэффициента Пуассона по трём плоскостям ($\mu_{xy}, \mu_{yz}, \mu_{xz}$). В рассматриваемой задаче в конечноэлементной модели для слоя использована линейная ортотропная модель материала на основе углеродной ленты ЛУ-П/0,1 и связующего ЭНФБ с характеристиками из [6].

Ввиду того, что конструкция подвержена действию инерционных нагрузок, в свойствах материала также необходимо задать плотность: $\rho = 1,5 \text{ г/см}^3$. Для оценки прочности использовались значения, приведённые в [6].

Учёт требований прочности

Расчёт конструкции на прочность проведён более чем для 20 случаев нагружения. Для каждого случая задавались значения ускорений по трём осям, определяемые как произведение ускорения свободного падения на соответствующую расчётную перегрузку. Перегрузки достигают величин порядка 6 единиц. Наиболее критичным является случай транспортирования автомобильным транспортом с опиранием только по торцевому шпангоуту. Тем не менее анализ распределения индексов разрушения в элементах по критерию максимальных напряжений (4) для всех случаев нагружения показывает, что конструкция удовлетворяет требованиям прочности. При этом следует заметить, что во всех расчётах НДС в узловых нагрузках учитывалась масса дополнительных конструктивных элементов (крепёжные металлические элементы). По статистике для конструкций данного класса дополнительная масса составляет 10...15%. В связи с тем, что дополнительные элементы довольно равномерно распределены по всей конструкции, в прочностных и частотных расчётах узловых сил эта дополнительная масса учитывалась искусственным увеличением плотности материала на 15%.

Учёт требований по величине собственных колебаний

Одним из важнейших требований к корпусным крупногабаритным конструкциям являются частотные характеристики. В частности, рассматриваемая конструкция должна иметь минимальную частоту $\omega \geq 40 \text{ Гц}$. Расчёт конструкции с описанным распределением материала при закреплении по 16 крепёжным элементам дал частоту $\omega_1 = 37,4 \text{ Гц}$, что не удовлетворяет предъявляемым требованиям. Анализ деформаций конструкции по первой форме колебаний корпуса (рис. 4, а) наглядно показывает, что зоны оболочки, прилегающие к торцевым фланцам, при колебаниях имеют высокую удельную энергию деформаций и поэтому для повышения частоты в эти места целесообразно ввести дополнительный материал (рис. 4, б) [12]. На рис. 4, б показано групповое увеличение толщин в трёх кольцевых секциях оболочки, выбранное с учётом требований технологичности. Модальный анализ конструкции корпуса с показанными усилениями даёт первую собственную частоту $\omega_1 = 39,9 \text{ Гц}$.

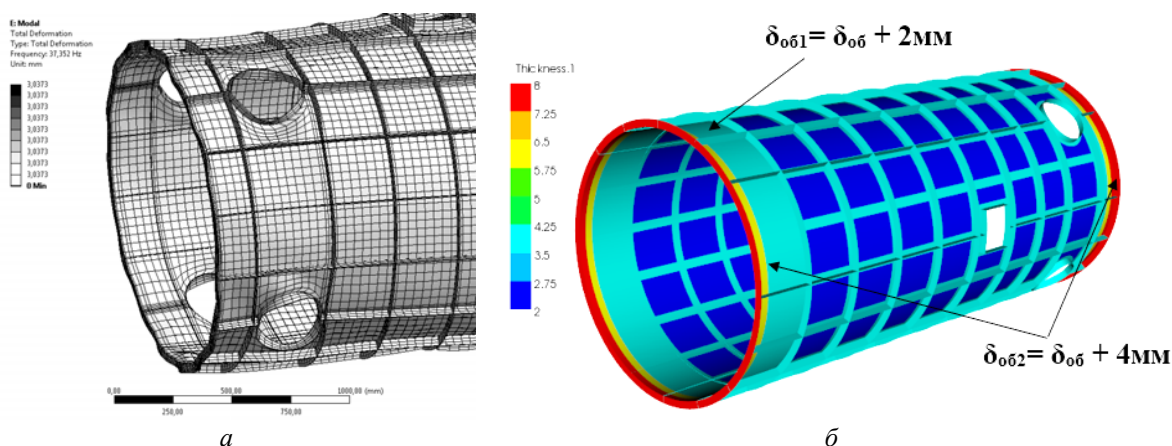


Рис. 4. Результаты расчёта конструкции:
 а – деформации корпуса телескопа по первой форме колебаний для исходного варианта конструкции при соединении корпуса телескопа с ответной частью по 16 узлам;
 б – усиления конструкции корпуса телескопа

Частотным анализом конструкции выявлена также повышенная чувствительность частот 1-го и 2-го тона к жесткости закрепления конструкции на платформе главного зеркала. Поэтому для поднятия первой собственной частоты выработана рекомендация – обеспечить сплошное опирание фланца, что технологически может быть реализовано прокладкой и клеевой фиксацией углепластиковых элементов по всему контуру. При данном закреплении первая собственная частота колебаний корпуса телескопа увеличивается до $\omega_1 = 42,2$ Гц. Общее увеличение массы при этом составляет 7,6 кг. Таким образом, найдено конструктивное решение повышения первой собственной частоты на 12,8% при увеличении массы на 8,7%.

Результаты модального анализа для рассмотренных вариантов распределения материала и соединения корпуса телескопа с ответной частью приведены в таблице.

Таблица. Результаты модального анализа рассмотренных вариантов корпуса телескопа

Форма колебаний	ω , Гц		
	Закрепление по 16 точкам		Закрепление по фланцу
	Исходная конструкция	Усиленная конструкция	
1	37,4	39,9	42,2
2	38,8	41,5	44,7
3	101,9	102,0	104,7

Проведённый анализ и синтез конструкции корпуса позволил получить рациональное распределение дополнительного материала и разработать рекомендации по закреплению, которые обеспечивают выполнение требований по жесткостным характеристикам.

Контроль тепловых деформаций

Одним из важнейших критериев функциональной эффективности разработанной конструкции является сохранение ряда критических размеров при полном или частичном нагреве (охлаждении) в условиях космического пространства. С целью количественной оценки стабильности положений главного и вторичного зеркал с использованием экспериментальных данных по свойствам материала выполнялся контрольный расчет перемещений корпуса вдоль осей координат X и Y при равномерном нагреве на

$\Delta T = 5^\circ\text{C}$. Для этого расчётного случая смещение вторичного зеркала относительно главного вдоль осей X и Y составило 18 и 5 мкм соответственно, что удовлетворяет предъявляемым требованиям по размерной стабильности.

Представляет интерес анализ размерной стабильности корпуса при неравномерном нагреве или охлаждении. Расчёт конструкции при неравномерном воздействии температурной нагрузки выполнен для случая нагрева на $\Delta T = 5^\circ\text{C}$ половины корпуса. Результаты расчёта абсолютных деформаций (полных перемещений) корпуса приведены на рис. 5.

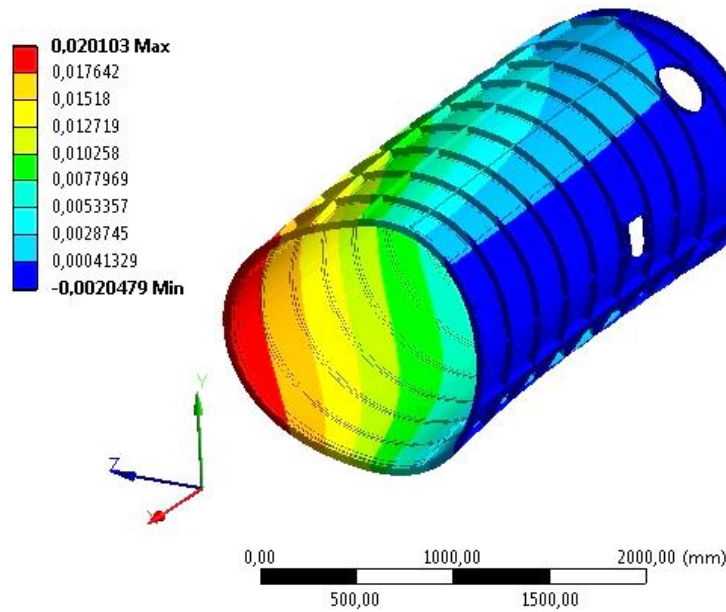


Рис. 5. Картина полных перемещений корпуса телескопа при нагреве половины конструкции относительно плоскости XOY на $\Delta T = 5^\circ\text{C}$

Цифровые характеристики искажения формы корпусной конструкции телескопа для данного расчётного случая составили: разворот ВЗ вокруг осей $Y, Z - 3''$, смещение ВЗ относительно ГЗ вдоль оси $OX - 20$ мкм, что также удовлетворяет предъявляемым требованиям.

Формирование 3D-модели

На основе информации о толщинах конечных элементов строится компоновочная 3D-модель корпуса, которая далее передаётся конструкторам и технологом для проработки закладных деталей в местах навески оборудования. На рис. 6 показан корпус телескопа, изготовленный методом вакуумного формования.

Масса изготовленного корпуса больше теоретической, подсчитанной через конечные элементы по (2), на 14% за счёт добавления металлических вкладышей и галтелей в основании рёбер на этапе формования конструкции.

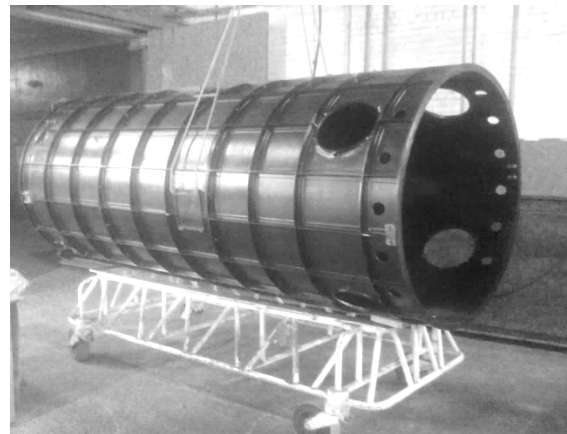


Рис. 6. Корпус телескопа из слоистого углепластика

Заключение

Рассмотренный порядок проектирования даёт адекватный электронный двойник корпуса до его появления в материальном виде. Цифровой двойник имеет распределение материала, которое гарантирует выполнение функциональных требований к конструкции по прочности, жёсткости и тепловым деформациям за счёт высокоточного математического моделирования с использованием специальных конечных элементов и экспериментальных данных по термомеханическим характеристикам используемых материалов. В процессе детального проектирования и разработки технологии производства двойник позволяет оперативно контролировать массу, решать вопросы об изменении напряжённо-деформированного состояния при изменении конструкции и нагрузок, оценивать влияние производственных отклонений на функционирование конструкции, а также оценивать деформации при других возможных изменениях полей температур в эксплуатации.

Реинжиниринг подобных конструкций, спроектированных и построенных по традиционным инженерным методам, показывает, что использование высокоточных цифровых моделей позволяет сократить время разработки изделий примерно в два раза и снизить массу на величину порядка 10...12%.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации по проекту FSSS-2020-0016.

Библиографический список

1. Комаров В.А. Точное проектирование // *Онтология проектирования*. 2012. № 3 (5). С. 8-23.
2. New World Vistas. Air and space power for the 21-st century: Aircraft and propulsion volume. University of Michigan, 1995. 108 p.
3. Комаров В.А. Автоматизация проектирования авиационных конструкций на основе МКЭ. САПР РИПАК. Депонирована в ВИНТИ № 3709-84. 1984. 174 с.
4. Абрамов В.И. Организационно технические аспекты применения МКЭ в проектировании самолётов // В кн.: «Методы исследования и разработок конструкций самолётов». М.: МАИ, 1982. С. 21-24.
5. Fukunaga H. On isotropic laminate configurations // *Journal of Composite Materials*. 1990. V. 24, Iss. 5. P. 519-535. DOI: 10.1177/002199839002400504
6. Биткин В.Е., Жидкова О.Г., Комаров В.А. Выбор материалов для изготовления размеростабильных несущих конструкций // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2018. Т. 17, № 1. С. 100-117. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-100-117
7. Мартынов Д.Я. Курс практической астрофизики. М.: Наука, 1977. 544 с.
8. Жидкова О.Г. Применение метода попарных сравнений при проектировании композитных корпусов космических телескопов // *Онтология проектирования*. 2019. Т. 9, № 4 (34). С. 536-548. DOI: 10.18287/2223-9537-2019-9-4-536-548
9. Niu Michael C.Y. Airframe structural design: practical design information and data on aircraft structures. Hong Kong: Conmilit Press LTD, 1999. 612 p.
10. Викарио А., Толанд Р. Критерии прочности и анализ разрушения конструкций из композиционных материалов // В кн.: «Композиционные материалы». Т. 7. Анализ и проектирование конструкций. М.: Машиностроение, 1978. С. 62-107.

11. Комаров В.А., Кишов Е.А., Чарквиани Р.В. Топологическая оптимизация в проектировании высоконагруженных узлов авиационных конструкций // Общероссийский научно-технический журнал «Полёт». 2018. № 8. С. 16-23.

12. Болдырев А.В., Комаров В.А. Оптимизация тонкостенной каркасированной конструкции с ограничениями по прочности и жёсткости // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. 2006. № 1. С. 42-47. DOI: 10.18287/2541-7533-2006-0-1%20(9)-42-47

DIGITAL DESIGN OF HEAT-RESISTANT DIMENSIONALLY STABLE CARBON LAMINATE (CFRP) STRUCTURES

© 2021

- V. A. Komarov** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Aircraft Construction and Design, Chief of the Research and Educational Center for Aircraft Construction (AVICON); Samara National Research University, Samara, Russian Federation; vkomarov@ssau.ru
- E. A. Kishov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Construction and Design; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; kishov.ea@ssau.ru
- O. G. Laikova** Deputy General Designer for Research; LLC Special Bureau for Design and Technology “Plastik”, Syzran, Russian Federation; opriokr-prg@sktb-plastik.ru
- A. A. Pavlov** Engineer of the Research and Educational Center for Aircraft Construction; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; alex-alex.pavlov@yandex.ru

Special features of designing heat-resistant dimensionally stable structures are considered. A new design procedure is proposed, in which finite elements are used as a language for describing the load-bearing structure of a construction and the distribution of material in it considering the possibility of setting the desired structure of a composite material. The design task is formulated in terms of nonlinear mathematical programming. A sequence of digital models is used for its approximate solution in the interactive mode. The specific features of finite element modeling of thin-walled structures made of laminated composite material are discussed. The technique is demonstrated using the example of the development of a large-size space telescope body.

Construction; reflecting telescope; body frame; dimensional stability; carbon-fiber reinforced plastics (CFRP); design; digital model

Citation: Komarov V.A., Kishov E.A., Laikova O.G., Pavlov A.A. Digital design of heat-resistant dimensionally stable carbon laminate (CFRP) structures. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 1. P. 75-86. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-75-86

References

1. Komarov V.A. Concurrent design. *Ontology of Designing*. 2012. No. 3 (5). P. 8-23. (In Russ.)
2. New World Vistas. Air and space power for the 21-st century: Aircraft and propulsion volume. University of Michigan, 1995. 108 p.
3. Komarov V.A. Computer-aided design of aircraft structures on the basis of the finite element method. Deposited at VINITI no. 3709-84. 1984. 174 p. (In Russ.)

4. Abramov V.I. Organizatsionno tekhnicheskie aspekty primeneniya MKE v proektirovanii samoletov. *V kn: «Metody issledovaniya i razrabotok konstruksiy samoletov»*. Moscow: MAI Publ., 1982. P. 21-24. (In Russ.)
5. Fukunaga H. On isotropic laminate configurations. *Journal of Composite Materials*. 1990. V. 24, Iss. 5. P. 519-535. DOI: 10.1177/002199839002400504
6. Bitkin V.E., Zhidkova O.G., Komarov V.A. Choice of materials for producing dimensionally stable load-carrying structures. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 100-117. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-100-117
7. Martynov D.Ya. *Kurs prakticheskoy astrofiziki* [Course of Practical Astrophysics]. Moscow: Nauka Publ., 1977. 544 p.
8. Zhidkova O.G. Application of the pairwise comparison method in the designing of composite framework of space telescopes. *Ontology of Design*. 2019. V. 9, no. 4 (34). P. 536-548. (In Russ.). DOI: 10.18287/2223-9537-2019-9-4-536-548
9. Niu Michael C.Y. Airframe structural design: practical design information and data on aircraft structures. Hong Kong: Conmilit Press LTD, 1999. 612 p.
10. Vicario A.A., Toland R.H. Failure criteria and failure analysis of composite structural components. *In book: «Composite materials»*. V. 7. Structural design and analysis. New York: Academic Press, 1975. P. 52-98.
11. Komarov V.A., Kishov E.A., Charkviani R.V. Structural design of high-loaded airplane parts using topology optimization. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot»*. 2018. No. 8. P. 16-23. (In Russ.)
12. Boldyrev A.V., Komarov V.A. Optimization of a thin-walled frame structure considering strength and stiffness constraints. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2006. No. 1. P. 42-47. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2006-0-1%20(9)-42-47