

УДК 539.3:629.76.023

doi: 10.32620/aktt.2020.8.03

Б. Ф. ЗАЙЦЕВ¹, Т. В. ПРОТАСОВА¹,
Д. В. КЛИМЕНКО², Д. В. АКИМОВ², В. Н. СИРЕНКО²

¹ *Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины,
Харьков, Украина*

² *Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля»,
Днепр, Украина*

ДИНАМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ КОМПОЗИТНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ РАКЕТЫ ПРИ ОТДЕЛЕНИИ С УЧЕТОМ РАССЛОЕНИЯ СТРУКТУРЫ

Рассматриваются динамические процессы в обтекателе ракеты при срабатывании пиротехнической системы отделения. Конструкция обтекателя является составной и включает в себя композитные и металлические элементы. Основной композитный конструктивный элемент представлен стеклопластиковой обечайкой с регулярными и нерегулярными зонами намотки. Набор необходимой для отделения обтекателя скорости происходит под действием импульсного давления от пороховых газов в пиротехнической системе. Перемещение обтекателя складывается из перемещений движения как жесткого целого вдоль его оси и колебаний, вызванных деформациями. Расчет движения обтекателя выполняется по трехмерной модели метода конечных элементов (МКЭ) с применением математического обеспечения, использующего топологически регулярную систему дискретизации. Решение задачи по времени выполняется по неявной конечно-разностной схеме Вильсона. При исследовании динамики обтекателя допускается нарушение структуры обечайки в виде расслоений, которые в схеме МКЭ моделируются специальным методом. На поверхности предполагаемого расслоения по топологическим плоскостям путем трансформации конечно-элементной сетки создается разрез с двойными узлами. Модификация матриц жесткости и масс для трансформированной сетки выполняется на основе созданной информационной базы вырожденных конечных элементов и формализованных матричных операций. В численных исследованиях рассмотрены два вида расслоения от нерегулярных зон намотки стеклопластика – внутреннее расположение от фланца и краевое с выходом на свободный край обтекателя. Представлены результаты расчета колебаний по берегам расслоения и данные о перераспределении динамических напряжений вследствие расслоения. Радиальные и осевые перемещения при переходе через поверхность расслоения теряют разрыв, величина которого для внутреннего расслоения значительно меньше, что объясняется стеснением деформации для этого случая в отличие от расслоения, выходящего на границу. При оценке относительных осевых перемещений исключалась составляющая перемещения жесткого целого, определяемая отдельным расчетом. Максимальные радиальные перемещения при расслоении от края достигают 3 мм, что в полтора раза выше, чем для цельной обечайки. Максимальными от действия инерционных сил при наборе скорости являются осевые напряжения. Их перераспределение по слоям существенно больше для краевого расслоения, для которого максимальные значения увеличиваются почти в два раза по отношению к неповрежденной обечайке, что определяет этот вид расслоения как более опасный.

Ключевые слова: обтекатель; ракета; композит; расслоение; отделение; криволинейная анизотропия; импульсное нагружение; динамическая прочность.

Введение

С развитием технологий получения полимерных композитных материалов (ПКМ), созданием современного оборудования для производства крупногабаритных изделий из ПКМ, преобладающим при создании обтекателей ракет является переход на композитные конструкции. Их использование позволяет снизить массовые показатели, добиться высоких параметров объема для размещения полезного груза. Достижениям и перспективам применения ПКМ при создании обтекателей ракет посвящены, в частности, работы [1, 2].

Поскольку создание конструкции из ПКМ и самого материала совмещены, то важными и возможными являются оптимизационные мероприятия, как правило, по массе с учетом различного рода ограничений. Вопросам разработки концепции оптимизации ракетных конструкций из ПКМ посвящено ряд публикаций, например, [3 – 5].

Как и для более традиционных, металлических конструкций обтекателей актуальными являются задачи обеспечения прочности, устойчивости и теплозащиты, которые обусловлены воздействиями аэродинамических нагрузок, температурного разогрева в плотных слоях атмосферы, а также динамических сил

при отделении. Специфическим видом разрушения композитных слоистых конструкций является расслоение структуры, основной причиной которого, как принято считать, являются ударные воздействия. Расслоения при их развитии могут быть причиной макроскопического разрушения всей конструкции. Они вызывают перераспределение напряжений, что также может приводить к потере устойчивости.

При оценке опасности появления расслоения и его влияния на несущую способность возможны различные подходы. В частности, важна оценка условий, благоприятствующих появлению расслоений, которые наиболее вероятны в нерегулярных, т.е. переходных зонах укладки ПКМ, где структура укладки слоистого композита переменная. Вследствие изменения структуры напряжения между слоями перераспределяются, что приводит к появлению межслоевых напряжений сдвига и отрыва [6, 7]. При наличии микро или макроскопических расслоений, выявленных неразрушающими методами дефектоскопии, возникает необходимость прогнозирования их развития до критического уровня или оценки влияния перераспределения напряжений вследствие расслоения на предельное состояние.

Решению одной из таких задач посвящена данная работа, где исследуется влияние расслоения в композитном обтекателе ракеты на изменение динамического напряженного и деформированного состояний в его элементах при отделении.

Расчетная модель и метод расчета

Объектом исследования является обтекатель, отделение которого от ракеты выполняется пиротехнической системой. Схема составной конструкции обтекателя представлена на рис. 1, где показаны металлические элементы – цилиндр, фланец и накладка, относящиеся к пиротехнической системе отделения и композитный стеклопластиковый корпус обтекателя в виде обечайки. Заполнитель, выполненный из материала ДСВ-2, частично воспринимает действующую нагрузку, выполняя функцию поддерживающего основания. Теплозащитное покрытие не является несущим элементом и представлено в модели практически только массовыми характеристиками (поверхностная плотность $7,3 \text{ кг/м}^2$).

Конструкция обтекателя близка к осесимметричной, в связи с чем в модели представлена четвертая часть и введены условия симметрии по перемещениям. Нагружение на обтекатель состоит из внутреннего P_i и наружного P_e давлений, вызванных в первом случае расширением газов при сгорании пороховой навески, а во втором – аэродинамическим сопротивлением в полете. Внутренне давление P_i имеет импульсный характер, действует в течение

4 мс, достигая значения 1870 бар. Одной из особенностей задачи является свободное движение конструкции обтекателя под действием высокого внутреннего давления до достижения скорости, необходимой для срабатывания пиротехнической системы отделения обтекателя. Таким образом, в модели конструкции обтекателя отсутствуют осевые закрепления.

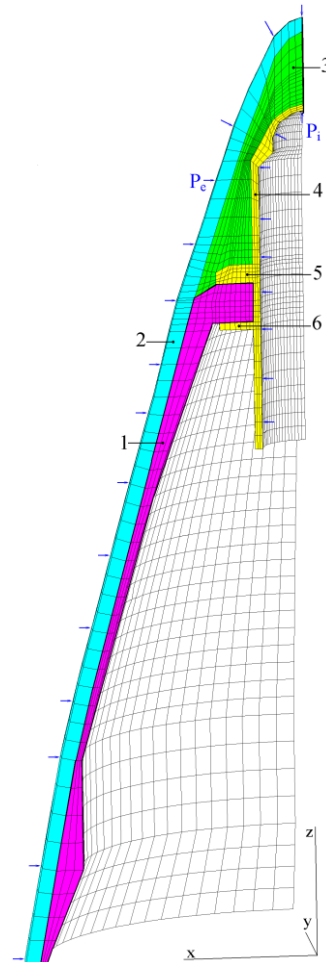


Рис. 1. Схема обтекателя:
1 – обечайка; 2 – теплозащитное покрытие (ТЗП);
3 – заполнитель; 4 – цилиндр; 5 – фланец;
6 – накладка

В слоистой стеклопластиковой обечайке в исследованиях рассматриваются различные расслоения, в частности расположенные в верхней части обечайки от фланца и в нижней – от края обечайки. Расположение расслоений, которые для простоты приняты осесимметричными, показано на рис. 2, где также указаны контрольные точки на внешних поверхностях обечайки и поверхностях расслоения. Размеры расслоений приняты макроскопическими, соизмеримыми с характерными размерами обечайки, для выявления больших эффектов перераспределения напряженного состояния. Взаимодействие

между собой возникших поверхностей расслоения во внимание не принималось.

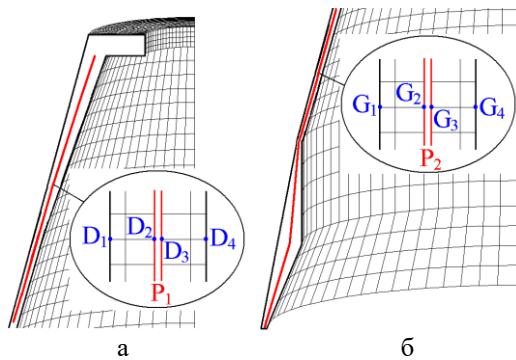


Рис. 2. Виды расслоения в обечайке:
а – расслоение 1 (P_1); б – расслоение 2 (P_2)

Методика расчета динамического НДС и движения обтекателя базируется на применении МКЭ в трехмерной постановке, где используется объемный полилинейный конечный элемент с топологически регулярной системой дискретизации. При моделировании материала конструктивных элементов допускается непрерывная неоднородность или кусочная однородность и наличие криволинейной анизотропии, что позволяет рассчитывать составные и композитные конструкции. Математическая модель представлена системой обыкновенных дифференциальных уравнений [8], записанной в матричной форме

$$[M]\ddot{u} + [D]\dot{u} + [K]u = F, \quad (1)$$

где u – вектор перемещения узлов конечно-элементной (КЭ)-сетки;

F – вектор заданной нагрузки (P_i и P_e), изменяющийся во времени;

$[M]$, $[D]$, $[K]$ – соответственно матрицы масс, демпфирования и жесткости.

Отметим, что в динамических задачах с импульсным воздействием, где исследуется процесс на относительно коротком промежутке времени влияние демпфирования незначительно. Кроме этого, показатели демпфирования, как правило, неизвестны или определяются с небольшой точностью. Поэтому влияние демпфирования не учитывается ($[D]=0$).

Уравнение (1) отражают движение точек тела при его перемещении как твердого тела, а также при взаимных смещениях, то есть колебаниях, сопровождающихся деформациями. Вектор перемещений u , и, соответственно, сами уравнения относятся, обычно, к декартовой системе координат, которая является единой для всех конечных элементов, то есть глобальной системой координат. Особенностью

данной задачи является наличие в конструкции обтекателя анизотропных элементов, которые удобно моделировать в системе локальных координат x', y', z' , в соответствии с главными осями анизотропии. При этом направление осей от элемента к элементу меняется. Т.е, имеет место случай криволинейной анизотропии, который вносит сложности при определении и использовании матрицы жесткости. Необходимо вычислять матрицу жесткости в удобной локальной системе координат, но пользоваться ею в уравнениях общего вида (1), записанных в глобальной декартовой системе координат. Связь между матрицами жесткости в глобальной и локальной системах координат устанавливается соотношением

$$[K] = [T]^T [K'] [T]. \quad (2)$$

Соотношение (2) позволяет использовать матрицы жесткости, полученные в локальных осях, которые относятся к главным осям анизотропии, для формирования основной системы уравнений (1).

Моделирование расслоения (трещины) в теле выполняется согласно методу введения разрезов (МВР) в схеме МКЭ, предложенного в [8] и апробированного на ряде исследовательских и практических задач [9]. Идея МВР состоит в разрыве связей между узлами КЭ-сетки по выбранной границе, проходящей по поверхностям конечных элементов и принятой за поверхность трещины. Результатом применения МВР является конечно-элементная модель тела, имеющая модифицированную сетку конечных элементов, где создана поверхность, на которой находятся двойные узлы, не связанные между собой и принадлежащие разным сторонам поверхности трещины – её берегам. Т.к. двойные узлы непосредственно не связаны друг с другом, то при деформировании тела при переходе через поверхность трещины возникает скачок перемещений, что и должно иметь место в действительности. Основными характеристиками конечно-элементной модели являются матрица жесткости $[K]$ и масс $[M]$, поэтому применение МВР сводится к модификации этих характеристик, учитывающих введенную трещину. Это достигается за счет трансформации КЭ-сетки, причем из топологически регулярной она становится нерегулярной. При трансформации сетки КЭ преобразуются, некоторые вырождаются за счет слияния узлов, а часть КЭ исчезает из рассмотрения. Для получения модифицированных матриц $[K]$, $[M]$, разработана информационная база преобразуемых КЭ и формализованы применяемые матричные операции. Узлы, первоначально расположенные на поверхности вводимой трещины обособляются и пе-

ремещения в них не варьируются, а двойные узлы формируются смещением соседних узлов на их место. В тех случаях, когда КЭ видоизменяется (вырождается) и число граней и углов их уменьшается, модификация матриц жесткости $[K_e]$, и масс $[M_e]$ КЭ в общей форме представляется в виде:

$$[K'] = [A]^T [K_e] [A] + N[S],$$

$$[M'_e] = [A]^T [M_e] [A] + M[Q],$$

где $[K'_e]$, $[M'_e]$ – модифицированные матрицы элемента; $[A]$ – матрица преобразования, отвечающая типу КЭ из базы данных; N , M – произвольные числа, причем $N \gg 1$, $M \ll 1$; $[S]$, $[Q]$ – матрицы, несущие информацию об обособляемых узлах.

Метод позволяет моделировать трещины со сложной поверхностью, например, состоящей из состыкованных или пересекающихся топологических плоскостей различных направлений, и не накладывается ограничений на количество вводимых трещин. Применение МВР возможно и на этапе формирования матриц жесткости и масс, и после их построения путем коррекции. Исходная информация о виде и расположении вводимых трещин формализована и имеет минимальный объем.

Решение матричного уравнения (1) с модифицированными для учета расслоения матрицами осуществляется по неявной конечно-разностной схеме Вильсона [10] безусловно устойчивой второго порядка точности. При этом нет ограничений на выбор временного шага, который определяется в основном требованием точности и эффективности вычислений.

Результаты расчетного анализа

Рассмотрено два вида расслоений (P_1 и P_2 на рис. 2), которые начинаются от нерегулярных зон намотки стеклопластика: переходная зона от фланца обечайки (P_1) и зона от края обечайки (P_2), где наиболее вероятно появление расслоений. Основное внимание в расчетных исследованиях уделялось перераспределению номинальных величин НДС, возникающего вследствие расслоения. Влияние давления P_e от аэродинамического сопротивления невелико [11], поэтому в расчетах учитывалась лишь импульсная нагрузка от давления пороховых газов P_i .

Решение уравнения (1) для осевой компоненты вектора перемещений u_z содержит перемещения жесткого целого (ПЖЦ) обтекателя как твердого тела, которое обычно устанавливается методами теоретической механики и характеризует движение центра масс. В свободном движении вдоль оси z эти перемещения являются преобладающими и значительно превышают относительные осевые переме-

щения, которые характеризуют осевые колебания, связанные с деформациями. Относительные перемещения u_z получены исключением из решения ПЖЦ, которое определялось отдельным расчетом динамики обтекателя с завышенными механическими характеристиками материалов его элементов.

С появлением расслоения перемещения в точках на его поверхностях (точки D_2 и D_3 расслоения P_1 , G_2 и G_3 расслоения P_2) неодинаковы, т.е. претерпевают разрыв. Графики изменения радиальных u_r и осевых u_z перемещений представлены на рис. 3 и 4.

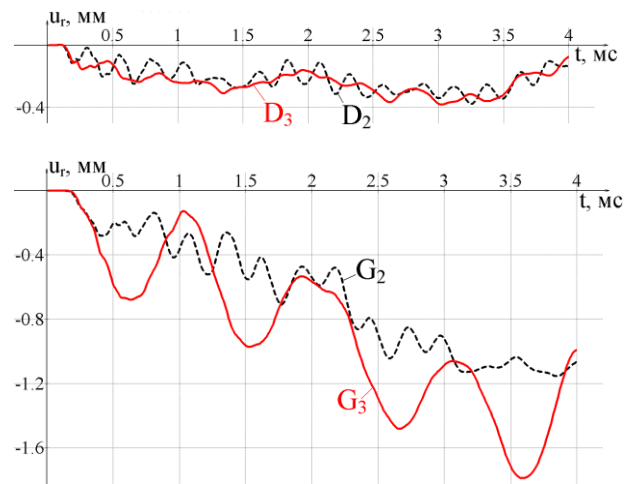


Рис. 3. Перемещения u_r в точках D_2 , D_3 (расслоение P_1) и G_2 , G_3 (расслоение P_2)

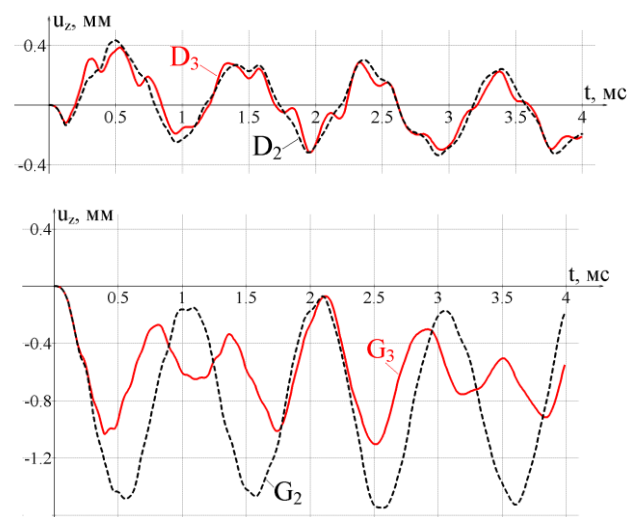


Рис. 4. Перемещения u_z в точках D_2 , D_3 (расслоение P_1) и G_2 , G_3 (расслоение P_2)

Относительные перемещения u_z после выделения ПЖЦ отсчитываются от центра масс обтекателя. Можно отметить, что отличия перемещений по берегам расслоения P_1 значительно меньше, чем в случае расслоения P_2 . Это связано со стеснением взаимных смещений берегов внутреннего расслоения P_1 в отли-

чие от расслоения P_2 , которое выходит на границу. Указывалось, что контактное взаимодействие не учитывается, что вполне оправданно, т.к. скачки перемещений по нормали к поверхности расслоения невелики и зазор между ними не выбирается. Учет контакта берегов в рамках принятой методологии может быть выполнен, следуя работе [12]. Перемещения максимальны для случая расслоения $P_2(u_r)_{\max} = 3,15$ мм; $(u_z)_{\max} = 2,95$ мм и возникают на нижнем краю обечайки на наружном слое с ТЗП. Для цельной обечайки максимальные перемещения имеют место там же и составляют: $(u_r)_{\max} = 1,76$ мм; $(u_z)_{\max} = 2,06$ мм.

Напряжения σ_z в обечайке обтекателя является максимальными и их перераспределение вследствие расслоения представляет наибольший интерес. Их изменение во времени для цельной и расслоившейся обечайки в точках на ее поверхности (точки D_1 , D_4 и G_1 , G_4) представлено на рис. 5, 6.

Можно отметить, что запаздывание реакции в более удаленных от места импульсного воздействия точках G_1 , G_4 (расслоение P_2) больше, чем в точках D_1 , D_4 (расслоение P_1), что вызвано волновым характером отклика в начале возмущения. Для расслоения P_2 перераспределение напряжения по слоям расслоения значительно большее, чем в случае расслоения P_1 , причина которого отмечалась выше. Кроме этого важным обстоятельством является действие инерционной нагрузки со стороны ТЗП непосредственно на наружный слой расслоившейся обечайки, что и предопределяет значительное возрастание напряженного состояния. На основании приведенных результатов можно отметить, что расслоения, выходящие на край стеклопластиковой обечайки более опасны, т.к. значительно повышают напряжения вследствие их перераспределения.

Выводы

1. Построена комплексная математическая модель динамического состояния композитного обтекателя при отделении от ракеты, позволяющая моделировать различного вида расслоения структуры стеклопластикового корпуса для оценки перераспределения напряженно-деформированного состояния.
2. Смоделированы различные виды расслоения от нерегулярных зон композитного корпуса – с внутренним расположением и выходом на свободный край обтекателя.
3. Перераспределение номинальных напряжений по слоям существенно зависит от расположения расслоения и особенно велико в случае выхода его на границу композитного элемента.

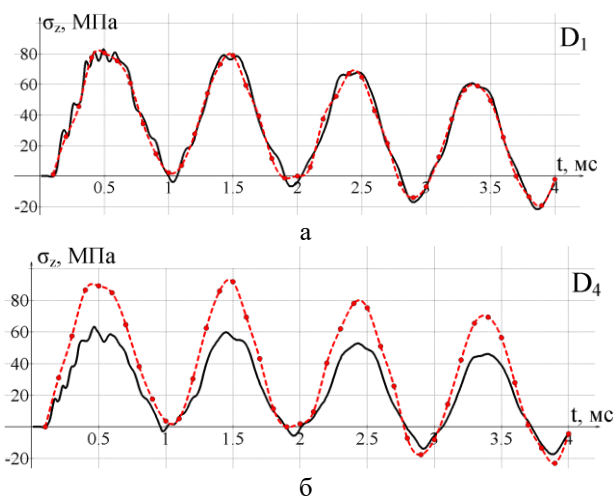


Рис. 5. Напряжения σ_z в точках D_1 (а) и D_4 (б): сплошная линия – цельная обечайка; пунктирная линия с точками – расслоение P_1

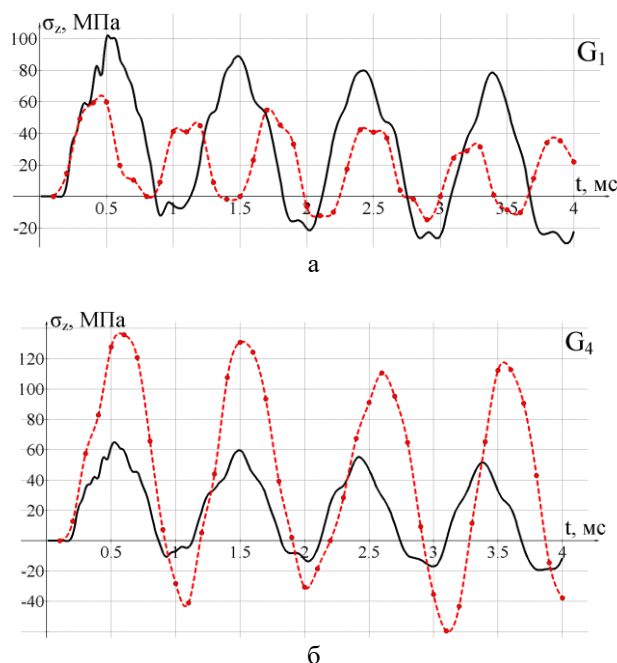


Рис. 6. Напряжения σ_z в точках G_1 (а) и G_4 (б): сплошная линия – цельная обечайка; пунктирная линия с точками – расслоение P_2

Литература

1. Дегтярев, А. В. Применение композитных материалов при создании перспективных образцов ракетной техники [Текст] / А. В. Дегтярев, В. А. Коваленко, А. М. Потапов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. № 2 (89). – С. 34–38.
2. Потапов, А. М. Сравнение головных обтекателей существующих и перспективных отечественных ракет-носителей и зарубежных аналогов [Текст] / А. М. Потапов, В. А. Коваленко,

А. В. Кондратьев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2015. – № 1. – С. 35–43.

3. Гайдачук, А. В. *Методология разработки эффективных конструктивно-технологических решений композитных агрегатов ракетно-космической техники* [Текст] : Монография в 2-х т. Т. 2. Синтез параметров композитных агрегатов ракетно-космической техники при разнородном нагружении / А. В. Гайдачук, В. Е. Гайдачук, А. В. Кондратьев, В. А. Коваленко, В. В. Кириченко, А. М. Потапов / Под ред. А. В. Гайдачука. – Харьков : Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2016. – 250 с.

4. Кондратьев, А. В. Оптимизация проектных параметров композитного головного обтекателя ракеты-носителя при одновременном силовом и тепловом нагружении [Текст] / А. В. Кондратьев, В. А. Коваленко // *Космічна наука і технологія*. – 2019. – Т. 25. – № 4. – С. 3–21. DOI: 10.15407/knit2019.04.003.

5. Кулага, Е. С. Разработка головных обтекатель из композиционных материалов [Текст] / Е. С. Кулага, И. Г. Оленин // *Воздушный транспорт*. – 2006. – Вып. 1. – С. 418–436.

6. Пэйгано, Н. Межслойные эффекты в композитных материалах [Текст]: монография / Н. Пэйгано. – М. : Мир, 1993. – 346 с.

7. Грищенко, С. В. Расчёт и проектирование изделий конструкции самолёта из слоистых композитов с учётом межслойных эффектов [Текст] / С. В. Грищенко // *Труды МАИ*. – 2015. – Вып. 84. – С. 1–19.

8. Шульженко, Н. Г. Задачи термпрочности, вибродиагностики и ресурса энергоагрегатов (модели, методы, результаты исследований) [Текст] : монография / Н. Г. Шульженко, П. П. Гонтаровский, Б. Ф. Зайцев. – Saarbrücken, Germany: LAP LAMBERT Academic Publishing GmbH & Co.KG., 2011. – 370 с.

9. Асаенко, А. В. Методика введения разрезов в схеме метода конечных элементов в задачах статики и собственных колебаний трехмерных конструкций [Текст] / А. В. Асаенко, Б. Ф. Зайцев, Н. Г. Шульженко // *Проблемы машиностроения*. – 2003. – Т. 6, № 3. – С. 58–63.

10. Бате, К. Численные методы анализа и метод конечных элементов [Текст] : монография / К. Бате, Е. Вильсон. – М. : Стройиздат, 1982. – 448 с.

11. Динамическое напряженно-деформированное состояние композитного обтекателя при отделении от ракеты [Текст] / Б. Ф. Зайцев, А. В. Асаенко, Т. В. Протасова, Д. В. Клименко, Д. В. Акимов, В. Н. Сиренко // *Вестник двигателестроения*. – 2018. – № 2/2018. – С. 129–135.

12. Метод расчета колебаний тел, содержащих трещины с контактирующими берегами [Текст] / Б. Ф. Зайцев, Н. Г. Шульженко, А. В. Асаенко, Н. Е. Ерецакая // *Проблемы машиностроения*. – 2008. – Т. 11, № 4. – С. 34–42.

References

1. Degtyarev, A. V., Kovalenko, V. A., Potapov, A. M. *Primenenie kompozitnykh materialov pri sozdanii perspektivnykh obraztsov raketnoi tekhniki* [The use of composite materials in the creation of advanced models of rocket technology]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2012, no. 2 (89), pp. 34–38.

2. Potapov, A. M., Kovalenko, V. A., & Kondrat'ev, A. V. *Sravnenie glavnykh obtekatel'nykh sushchestvuyushchikh i perspektivnykh otechestvennykh raket-nositelei i zarubezhnykh analogov* [Comparison of head fairings of existing and prospective domestic launch vehicles and foreign analogues]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2015, no. 1 (118), pp. 35–43.

3. Gaidachuk, A. V. (Ed.), Gaidachuk, V. E., Kondrat'ev, A. V., Kovalenko, V. A., Kirichenko, V. V., & Potapov, A. M. *Metodologiya razrabotki effektivnykh konstruktivno-tekhnologicheskikh reshenii kompozitnykh agregatov raketno-kosmicheskoi tekhniki* [Methodology for the development of effective structural and technological solutions for composite aggregates of rocket and space technology] in 2 vols. Vol. 1. *Sintez parametrov kompozitnykh agregatov raketno-kosmicheskoi tekhniki pri raznorodnom nagruzhении* [Synthesis of parameters of composite aggregates of rocket and space technology under dissimilar loading]. Kharkov, National Aerospace University "KhAI" Publ., 2016. 250 p.

4. Kondrat'ev, A. V., Kovalenko, V. A. *Optimizatsiya proektnykh parametrov kompozitnogo golovnogo obtekatel'ya rakety-nositel'ya pri odnovremennom silovom i teplovom nagruzhении* [Optimization of design parameters of a composite nose fairing of a launch vehicle with simultaneous power and thermal loading]. *Kosmichna nauka i tekhnologhiia – Space Science and Technology*, 2019, vol. 25, no. 4, pp. 3–21. DOI: 10.15407/knit2019.04.003.

5. Kulaga, E. S., & Olenin, I. G. *Razrabotka glavnykh obtekatel'nykh kompozitsionnykh materialov* [Development of composite head fairings]. *Vozdushnyi transport – Air Transport*, 2006, iss. 1, pp. 418–436.

6. Peigano, N. *Mezhsloinye efekty v kompozitnykh materialakh* [Interlayer effects in composite materials]. Moscow, Mir Publ., 1993. 346 p.

7. Grishchenko, S. V. *Raschet i projektirovanie izdelii konstruksii samoleta iz sloistnykh kompozitov s uchetom mezhsloevykh effektivov* [Calculation and design of aircraft construction products from layered composites taking into account interlayer effects]. *Trudy MAI*, 2015, iss. 84, pp. 1–19.

8. Shulzhenko, N. G., Gontarovskiy, P. P., & Zaytsev, B. F. *Zadachi termoprochnosti, vibrodiagnostiki i resursa energoagregatov (modeli, metody, rezultaty issledovaniy): monografiya* [Problems of thermal strength, vibration diagnostics and resource of energy-generating units (models, methods, research results) : monograph]. Saarbrücken, Germany: LAP

LAMBERT Academic Publishing GmbH & Co.KG, 2011. 370 p.

9. Asaenok, A. V., Zaitsev, B. F., Shul'zhenko, N. G. *Metodika vvedeniya razrezov v skheme metoda konechnykh elementov v zadachakh statiki i sobstvennykh kolebaniy trekhmernykh konstrukttsii* [Technique for introducing cuts in the finite element method scheme in problems of statics and natural vibrations of three-dimensional structures]. *Problemy mashinostroeniya – Journal of Mechanical Engineering*, 2003, vol. 6, no. 3, pp. 58–63.

10. Bathe, K.-J. *Finite Element Procedures*. Prentice Hall, 1996. 1037 p.

11. Zaitsev, B. F., Asaenok, A. V., Protasova, T. V., Klimenko, D. V., Akimov, D. V., & Sirenko, V. N. *Dinamicheskoe napryazhenno-deformirovannoe sostoyaniye kompozitnogo obtekatel'ya pri otdelenii ot rakety* [Dynamic stressed-deformed state of a composite dome when separating from a rocket]. *Vestnik dvigatelestroeniya – Herald of Aeroenginebuilding*, 2018, no. 2/2018, pp. 129–135.

12. Zaitsev, B. F., Shul'zhenko, N. G., & Asaenok, A. V. *Metod rascheta kolebaniy tel, soderzhashchikh treshchiny s kontaktiruyushchimi beregami* [Method for calculating vibrations of bodies containing cracks with contacting edges]. *Problemy mashinostroeniya – Journal of Mechanical Engineering*, 2008, vol. 11, no. 4, pp. 34–42.

Надійшла до редакції 31.05.2020, розглянута на редколегії 15.08.2020

ДИНАМІЧНИЙ АНАЛІЗ КОМПОЗИТНОГО ОБТІЧНИКА РАКЕТИ ПРИ ВІДДІЛЕННІ З УРАХУВАННЯМ РОЗШАРУВАННЯ СТРУКТУРИ

Б. П. Зайцев, Т. В. Протасова, Д. В. Клименко,
Д. В. Акімов, В. М. Сіренко

Розглядаються динамічні процеси в обтічнику ракети при спрацюванні піротехнічної системи відділення. Конструкція обтічника є складною та містить в собі композитні й металеві елементи. Основний композиційний конструктивний елемент представлений склопластиковою обичайкою з регулярними і нерегулярними зонами намотки. Набір швидкості, яка необхідна для відділення обтічника, відбувається під дією імпульсного тиску від порохових газів в піротехнічній системі. Переміщення обтічника складається з переміщень руху як жорсткого цілого вздовж його вісі та коливань, які спричинені деформаціями. Розрахунок руху обтічника виконується за тривимірною моделлю метода скінченних елементів (МСЕ) із застосуванням математичного забезпечення, яке використовує топологічно регулярну систему дискретизації. Розв'язання задачі за часом виконується за неявною скінченно-елементною схемою Вільсона. При дослідженні динаміки обтічника допускається дефект структури обичайки у вигляді розшарування, які в схемі МСЕ моделюються спеціальним методом. На поверхні припустимого розшарування по топологічним площинам шляхом трансформації скінченно-елементної сітки створюється розріз з подвійними вузлами. Модифікація матриць жорсткості й мас для трансформованої сітки виконується на основі створеної інформаційної бази вироджених скінченних елементів і формалізованих матричних операцій. В чисельних дослідженнях розглянуто два види розшарування від нерегулярних зон намотки склопластику – внутрішнє розташування від фланцю та крайове з виходом на вільний край обтічника. Представлено результати розрахунку коливань по берегах розшарування та дані про перерозподіл динамічних напружень внаслідок розшарування. Радіальні та осьові переміщення при переході через поверхню розшарування зазнають розрив, величина якого для внутрішнього розшарування значно менше, що пояснюється стискуванням деформації для цього випадку на відміну від розшарування, яке виходить на границю. При оцінці відносних осьових переміщень виключалась складова переміщення жорсткого цілого, яка визначалась окремим розрахунком. Максимальні радіальні переміщення при розшаруванні від краю досягають 3 мм, що в півтора рази вище, ніж для цільної обичайки. Максимальними від дії інерційних сил при наборі швидкості є осьові напруження. Їхній перерозподіл по шарах суттєво більший для крайового розшарування, для якого максимальні значення збільшуються майже вдвічі відносно непошкодженої обичайки, що визначає цей вид розшарування як більш небезпечний.

Ключові слова: обтічник; ракета; композит; розшарування; відділення; криволінійна анізотропія; імпульсне навантаження; динамічна міцність.

DYNAMIC ANALYSIS OF A COMPOSITE ROCKET DOME DURING SEPARATING TAKING INTO ACCOUNT STRUCTURE DELAMINATING

B. Zajtsev, T. Protasova, D. Klimenko,
D. Akimov, V. Sirenko

The dynamic processes in the rocket fairing when the pyrotechnic separation system is triggered are considered. The fairing construction is mixed and includes composite and metal elements. The main composite construction element is a fiberglass shell with regular and irregular winding zones. The speed acceleration required to separate the fairing occurs under the action of impulse pressure from the powder gases in the pyrotechnic system. The displacement of the fairing is made up of displacements of the movement as a rigid whole along its axis and

vibrations caused by deformations. The calculation of the fairing movement is carried out according to a three-dimensional FEM model using software that uses a topologically regular discretization system. The problem solution in time is performed according to the implicit Wilson finite-difference scheme. When studying the fairing dynamics, it is allowed to break the structure of the shell in the form of lamination, which in the FEM scheme is modeled by a special method. A cut with double nodes is created on the surface of the proposed lamination along topological planes by transforming the finite element mesh. Modification of the stiffness matrix and mass matrix for the transformed mesh is performed based on the created information base of degenerate finite elements and formalized matrix operations. In numerical studies, two types of lamination from irregular zones of fiberglass winding are considered – the internal location from the flange and edge location with access to the fairing free edge. The results of calculating vibrations along the sides of lamination and data on the redistribution of dynamic stresses due to lamination are presented. Radial and axial displacements when passing through the lamination surface discontinue, the magnitude of which for internal lamination is much less, which is explained by the compression of deformation for this case, in contrast to the lamination that goes to the boundary. When estimating the relative axial displacements, the component of the displacement of a rigid whole, determined by a separate calculation, was excluded. The maximum radial displacements during lamination from the edge reach 3 mm, which is one and a half times higher than for an undamaged shell. Axial stresses are maximal from the action of inertial forces during acceleration. Its redistribution over the layers is significantly greater for the edge lamination, for which the maximum values increase almost two times concerning the undamaged shell, which determines this type of lamination as more dangerous.

Keywords: fairing; rocket; composite; lamination; separation; curvilinear anisotropy; impulse loading; dynamic strength.

Зайцев Борис Филиппович – д-р техн. наук, ст. науч. сотр., вед. науч. сотр. отдела вибрационных и термopрочностных исследований, Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина.

Протасова Татьяна Владимировна – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. отдела вибрационных и термopрочностных исследований, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного Национальной академии наук Украины, Харьков, Украина.

Клименко Дмитрий Васильевич – канд. техн. наук, нач. отдела нагрузок и прочности, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепр, Украина.

Акимов Дмитрий Васильевич – канд. техн. наук, нач. сектора отдела нагрузок и прочности, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепр, Украина.

Сиренко Владимир Николаевич – канд. техн. наук, зам. главного конструктора по системному проектированию ракет и ракетных комплексов – начальник расчетно-теоретического комплекса по проектированию и расчетам в части баллистики, аэродинамики, тепломассообмена, прочности, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепр, Украина.

Boris Zaitsev – D. Sci. (Engineering), Senior Researcher, Leading Scientific Researcher of the Vibration and Thermal Strength Research Department, A. Podgorny Institute of Mechanical Engineering Problems of NASU, Kharkiv, Ukraine,

e-mail: b.zajtsev@gmail.com, ORCID Author ID: 0000-0003-2411-0370, SCOPUS Author ID: 57205774123, Researcher ID: AAQ-1823-2020

Tatiana Protasova – Cand. Sci. (Engineering), Senior Researcher of the Vibration and Thermal Strength Research Department, A. Podgorny Institute of Mechanical Engineering Problems of NASU, Kharkiv, Ukraine,

e-mail: tatyprotasova@gmail.com, ORCID Author ID: 0000-0003-1489-2081, SCOPUS Author ID: 35734950800, Researcher ID: M-9575-2018

Dmitriy Klimenko – Cand. Sci. (Engineering), Head of the Loads and Strength Department, Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine,

e-mail: KlymenkoDV@hotmail.com, ORCID Author ID: 0000-0001-7392-0973.

Dmitriy Akimov – Cand. Sci. (Engineering), Head of the Sector of the Loads and Strength Department, Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine,

e-mail: AkimovDV@kbu.net, ORCID Author ID: 0000-0002-5881-589X.

Vladimir Sirenko – Deputy Chief Designer of Rocket & Space Launch Systems System Engineering – Head of Ballistics, Aerodynamics & Heat/Mass Transfer, Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine,

e-mail: sirenko@gmail.com.