

УДК 539.3

МЕТОДИКА СНИЖЕНИЯ МАТЕРИАЛОЕМКОСТИ ХВОСТОВЫХ ОТСЕКОВ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

¹ М. А. Дегтярев¹ А. П. Дзюба, д-р техн. наук
ORCID: 0000-0001-6331-7783² К. В. Аврамов, д-р техн. наук
kvavramov@gmail.com
ORCID: 0000-0002-8740-693X¹ В. Н. Сиренко, канд. техн. наук
v.n.sirenko@i.ua
ORCID: 0000-0002-8152-2358¹ Государственное предприятие
«Конструкторское бюро
«Южное» им. М. К. Янгеля»,
49008, Украина, г. Днепр,
ул. Криворожская, 3² Институт проблем машиностроения
им. А. Н. Подгорного НАН Украины,
61046, Украина, г. Харьков,
ул. Пожарского, 2/10

Разработана методика снижения материалоемкости высоконапряженных хвостовых отсеков ракет-носителей с учетом ограничений прочности, устойчивости и технологических требований. В качестве расчетной схемы хвостового отсека принимается оребренная в продольном и поперечном направлениях вафельная цилиндрическая оболочка с прямоугольными отверстиями, нижний торец которой заземлен в местах расположения опорных кронштейнов, а верхний нагружен равномерно распределенными по контуру продольными сжимающими усилиями от действия веса вышерасположенных элементов конструкции. Алгоритм оптимизации построен по принципу обеспечения дискретной равнопрочности отдельных элементов (подконструкций). Конструктивные геометрические размеры сечений штатного хвостового отсека и жесткостные параметры продольного и поперечного силовых наборов, толщины стенок оболочечных элементов, размеры вафельных обечаек и др., выбираются из требований прочностной надежности: ограничений предельных значений эквивалентных напряжений (условий прочности), сжимающих напряжений местной и общей потери устойчивости и целого ряда конструктивных и технологических требований. Прямой расчет хвостового отсека и отыскание его варьируемых геометрических параметров предлагается осуществлять с использованием интерактивного численно-аналитического (метод конечных элементов – инженерный анализ) алгоритма. Первоначальный расчет статического напряженно-деформированного состояния вафельного хвостового отсека производился методом конечных элементов, который реализован в пакете NASTRAN. Для дискретизации оболочки и ее оребрения использовались плоские конечные элементы. В процессе конечноэлементного численного моделирования состояния хвостового отсека производился анализ достоверности полученных результатов расчета эквивалентных напряжений путем исследования процессов сходимости результатов расчетов на серии сеток с разным измельчением. Приведены результаты применения разработанной методики к снижению веса штатного хвостового отсека ракеты-носителя «Антарес».

Ключевые слова: ракета-носитель, хвостовой отсек, материалоемкость, напряженно-деформированное состояние.

Введение

При растущей конкуренции на рынке услуг, связанных с использованием конструкций ракетно-космической техники (РКТ), снижение стоимости вывода на орбиту единицы полезного груза является одной из приоритетных задач [1–5]. Одним из путей решения этой проблемной задачи может быть облегчение стартового веса конструкции ракеты-носителя (РН) при обеспечении ее прочностной надежности и одновременном повышении веса полезного груза [5–7].

Хвостовые отсеки РН относятся к наиболее нагруженным, а значит, и достаточно материалоемким силовым составляющим конструкции. Они находятся под действием, главным образом, продольных сжимающих усилий, которые моделируют статические нагрузки, действующие на хвостовой отсек при стоянке РН на пусковой установке, и включают в себя вес вышерасположенных элементов конструкции ракеты, заправочных компонентов, полезного груза и других воздействий. Эти нагрузки действуют на верхний торец хвостового отсека, а его нижний торец находится под действием локальных продольных усилий от опорных кронштейнов силового кольца пусковой установки.

Конструктивно хвостовые отсеки РН представляют собой во многих случаях оболочечные конструкции вафельного типа. Так, например, корпус штатного хвостового отсека РН «Антарес» состоит из двух вафельных цилиндрических оболочек с регулярным подкреплением в продольном и поперечном направлениях по всей поверхности. Оболочки имеют окантованные более массивным

© М. А. Дегтярев, А. П. Дзюба, К. В. Аврамов, В. Н. Сиренко, 2020

силовым набором прямоугольные технологические отверстия-люки и опорные торцевые шпангоуты (рис. 1). В качестве материала конструкции используется сплав алюминия с магнием АМгб.

Таким образом, хвостовой отсек имеет существенно неоднородную структуру и находится в условиях интенсивного неравномерного нагружения, что влечёт за собой такую же существенную неравномерность его напряжённо-деформированного состояния (НДС), которое характеризуется наличием как перенапряжённых участков, так и участков с достаточно низким уровнем усилий и напряжений [6].

Очевидно, что разработка подхода для обеспечения выравнивания параметров НДС путём более рационального использования возможностей материала отсека для снижения его материалоемкости является весьма актуальной в прикладном отношении проблемой.

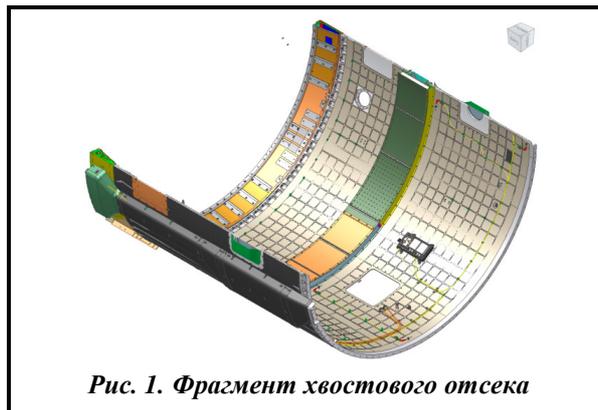


Рис. 1. Фрагмент хвостового отсека

Постановка задачи весовой оптимизации хвостового отсека

В качестве расчетной схемы хвостового отсека принимается ребренная в продольном и поперечном направлениях вафельная цилиндрическая оболочка с прямоугольными отверстиями, нижний торец которой зашпатель в местах расположения опорных кронштейнов, а верхний нагружен равномерно распределенными по контуру продольными сжимающими усилиями от действия веса выше-расположенных элементов конструкции.

Конструктивные геометрические размеры сечений штатного хвостового отсека, включающие в себя жесткостные параметры продольного и поперечного силовых наборов, толщины стенок оболочечных элементов, размеры вафельных обечаек и др., выбираются из требований прочностной надежности: ограничений предельных значений эквивалентных напряжений (условий прочности), сжимающих напряжений местной и общей потери устойчивости и целого ряда конструктивных и технологических требований.

Снижение материалоемкости такой вафельной оболочечной конструкции предлагается осуществлять путем оптимизации ступенчато-переменных в окружном и продольном направлениях геометрических размеров сечений j ($j=1, 2, \dots, J$) составляющих ее подконструкций силовой схемы хвостового отсека

$$V = \sum_{j=1}^J V_j \rightarrow \min. \quad (1)$$

Работоспособной (допустимой) будем считать такую силовую конструкцию хвостового отсека, для которой для всех J составляющих ее подконструкций выполняется N условий прочностной надежности в виде

$$g_{j,n}(\bar{\delta}) \leq 0, n = 1, 2, \dots, N, \quad (2)$$

где $\bar{\delta} = (\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_s)$ – вариационный вектор технологически допустимых геометрических и физических параметров конструкции

$$\delta_s^H \leq \delta_s \leq \delta_s^B, s = 1, 2, \dots, S. \quad (3)$$

Требование выполнения условий прочности элементов конструкции при, в общем случае, нескольких возможных t видах нагружения можно сформулировать как ограничения предельных значений эквивалентных напряжений в форме

$$\max_t \sigma_{\text{экв}}^{(j,t)} \leq [\sigma]_{j,t}, \quad (4)$$

где $\max_t \sigma_{\text{экв}}^{(j,t)}$ – это максимальное для всех точек j -й подконструкции эквивалентное напряжение, определяемое по одной из принятых теорий прочности, при t -м варианте нагружения, а $[\sigma]_{j,t}$ – их допускаемое напряжение для материала j -й подконструкции (элемента) при t -м варианте воздействия, соответственно.

Общее количество ограничений (4) будет равно произведению количества подконструкций (выделенных по какому-либо принципу совокупности элементов конструкции) на общее количество вариантов внешних воздействий.

В случае, когда проектировочный расчет производится для одного вида нагружения, ограничения (4) принимают вид

$$\sigma_{\text{экв}}^j \leq [\sigma]_j, j = 1, 2, \dots, J. \quad (5)$$

Аналогичным образом представляются и зависимости для критических напряжений сжатия, определяющих возможную потерю устойчивости отдельных подконструкций системы [8–10],

$$\sigma_{\text{сж}}^{i, \text{кр}} \leq [\sigma]_i^{\text{кр}}, i = 1, 2, \dots, I, I \leq J, i \in (\overline{1, J}). \quad (6)$$

Предельное выполнение условий (5), (6) приводит к созданию дискретно равнопрочной конструкции, все подконструкции которой имеют одинаковую прочностную надежность [11].

Ограничения (5), (6) можно представить в безразмерной форме

$$q^e(\bar{\delta}) = f^e(\bar{\delta}) - 1 \leq 0, e \in 1, 2, \dots, I + J. \quad (7)$$

Если для j -го элемента в (7) $q^e(\bar{\delta}) \leq 0$, то соответствующая подконструкция деформируемой системы считается недогруженной, а при $q^e(\bar{\delta}) > 0$ – перегруженной. Таким образом, $q^e(\bar{\delta})$ характеризует уровень неравномерности нагружения j -й подконструкции.

Для проверки непротиворечивости математической модели задачи в виде (1–7) проводился численный расчет всей системы методом конечных элементов, по результатам которого вычислялись целевая функция и значения ограничений для некоторого начального (с регулярными параметрами) штатного варианта конструкции.

Такой (первоначальный) расчет статического НДС вафельного хвостового отсека реализован в пакете NASTRAN [6, 7]. Для дискретизации оболочки и ее оребрения использовались плоские конечные элементы. В процессе конечноэлементного численного моделирования состояния хвостового отсека производился анализ достоверности полученных результатов расчета эквивалентных напряжений путем исследования процессов сходимости результатов расчетов на серии сеток с разным измельчением. Если результаты расчетов эквивалентных напряжений на этих сетках оказывались близкими, то сходимость и достоверность расчета считались достигнутыми. При выбранных исходных значениях параметров штатного варианта конструкции хвостовой отсек находился в области упругости с заданным коэффициентом запаса $f=1,22$.

По результатам конечноэлементного расчета и анализа (7) была установлена существенная неравномерность НДС корпуса штатного хвостового отсека, что служило основанием для определения коэффициента неравномерности, который использовался в дальнейшем в процедуре оптимизации конструкции.

Целью настоящего исследования является использование этой неравномерности для уменьшения веса хвостового отсека с помощью управления геометрией подкрепления, размерами ячеек и толщиной оболочки.

Построение алгоритма снижения материалоемкости отсека

Выбор метода оптимизации и его эффективность существенно зависят [12] от количества и характера варьируемых параметров и ограничений, а также от времени, необходимого на проведение одного такого прямого расчета оптимизируемой системы на имеющихся технических средствах компьютерной реализации. Поэтому для конструкций с большим количеством разнородных подконструкций и, как следствие, значительным количеством варьируемых параметров и ограничений задача становится довольно громоздкой для успешного применения известных математических методов оптимизации [9], [12–14].

В рассматриваемом случае хвостового отсека как подкрепленной оболочечной конструкции существенно неоднородной структуры, требующей в процессе численного исследования сгущения сетки в местах концентрации напряжений (что влечет за собой увеличение их количества и размерности матрицы жесткости, применения конечных элементов с различными свойствами и других прие-

мов достоверного конечноэлементного анализа [6, 15]), алгоритм прямого расчета оказывается достаточно затратным по подготовке исходных данных и времени реализации. Кроме того, характер изменения отыскиваемых варьируемых параметров является различным, поскольку они включают в себя как переменные геометрические размеры сечений усилений и толщин стенок оболочечных элементов, так и целочисленные составляющие (количество силовых элементов и др.).

Одной из серьезных трудностей построения эффективного алгоритма оптимизации параметров конструкции в этом случае является также необходимость перестройки конечноэлементной сетки для прямого расчета следующей итерации, что обусловлено изменением топологии конструкции на каждом шаге итерационного оптимизационного процесса, вследствие варьирования геометрических размеров. Это приводит к необходимости разработки дополнительных фрагментов специального программного обеспечения для автоматизации перестройки конечноэлементной сетки в связи с изменением входных данных на каждом последующем шаге или к использованию интерактивных методик проектирования, которые при большом количестве итераций достаточно трудозатратны.

Как следствие, использование традиционных математических методов оптимизации [12, 13] для снижения материалоемкости хвостового отсека в рассматриваемом случае является весьма проблематичным.

В настоящей статье решение возникающей задачи весовой оптимизации предлагается осуществлять с использованием принципа дискретной равнопрочности [11] в сочетании с интерактивным численно-аналитическим алгоритмом выбора варьируемых параметров и анализа НДС конструкции.

При решении задачи оптимизации параметров рассматриваемая система с учетом результатов расчета исходного (штатного) варианта составной конструкции условно расчленяется на J подконструкций: отдельных силовых элементов или совокупности стержней, пластинок, панелей, обечаек и др., геометрические размеры элементов которых и определяют расход материала конструкции.

Для разделения конструкции на J зон задается определенное количество Z уровней напряжений ($z \leq J$) по принципу

$$(\sigma_{\text{экв}}^j, \sigma_{\text{сж}}^i) \in [|\sigma_{\text{мин}}| + (m-1)(|\sigma_{\text{макс}}| - |\sigma_{\text{мин}}|)/Z, |\sigma_{\text{мин}}| + m(|\sigma_{\text{макс}}| - |\sigma_{\text{мин}}|)/Z], \quad m = 1, 2, \dots, Z, \quad (8)$$

где $|\sigma_{\text{макс}}|, |\sigma_{\text{мин}}|$ – максимальные и минимальные значения напряжений по всей конструкции хвостового отсека.

При этом $Z=1$ соответствует общепринятому проектировочному расчету. Для случая, когда $Z \rightarrow \infty$, возможно создание равнопрочной конструкции, во всех точках каждого из ее элементов напряжения равны допускарным [16].

В предположении линейной зависимости объема материала от управляющих геометрических параметров сечения δ_s ($s = \overline{1, S}, S \geq J$) целевая функция (1) будет линейной

$$V(\bar{\delta}) = \sum_{s=1}^S c_s \delta_s, \quad c_s > 0, \delta_s > 0. \quad (9)$$

Отсюда очевидно, что при наличии ограничений в виде (3), (5), (6) решение задачи отыскания минимума функции (9) будет находиться на границе одной из областей, определяемых условиями прочности, устойчивости или технологическими требованиями, то есть, можно считать, что оптимальное решение будет огибающей этих ограничений.

В дискретно равнопрочных конструкциях [11, 16] материал используется наиболее эффективно, поскольку в них отсутствуют зоны с завышенными или заниженными напряжениями с учетом заданного коэффициента запаса прочности. Поэтому в пределе итерационного оптимизационного алгоритма можно потребовать выполнение ограничений (5), (6) в виде условий равнопрочности для каждой j -й подконструкции

$$\sigma_{\text{экв}}^j(\bar{\delta}) = [\sigma]_j, \sigma_{\text{сж}}^i(\bar{\delta}) = [\sigma]_i^{\text{кр}}, \quad j = \overline{1, J}, i = \overline{1, I}, I \leq J. \quad (10)$$

Исключение могут составлять подконструкции, для которых конструктивные или технологические требования к размерам сечений элементов перекрывают жесткостные параметры, выбранные из условий прочностной надежности (10).

Суть предлагаемого алгоритма проектирования дискретно-равнопрочной конструкции состоит в рациональном перераспределении материала конструкции таким образом, что если некоторая зона перенапряжена, то происходит увеличение размеров сечений (жесткостных параметров) ее элементов до такого уровня, при котором снимается избыточное напряжение. Если же зона недогружена, то варьируемые параметры жесткости ее элементов уменьшаются.

После задания некоторого начального $k=0$ приближения для варьируемых параметров жесткости $\delta_s^0, s=1,2,\dots,S$ элементов штатной конструкции хвостового отсека, напряжения σ_{\max}^j в составляющих его элементах определяются по результатам прямого расчета. Это дает возможность определить δ_j^1 первого приближения и далее $\Delta\bar{\delta}^0 = \bar{\delta}^1 - \bar{\delta}^0$ с использованием методов приближенного инженерного проектировочного расчета [8, 9, 17].

Продолжая таким образом перерасчет конструкции, аналогично могут быть вычислены $\Delta\bar{\delta}^k = \bar{\delta}^{k+1} - \bar{\delta}^k$, где $\bar{\delta}^k$ – величина изменения варьируемых жесткостных параметров для двух последующих шагов поиска.

Как правило [11, 16], итерационный процесс проектирования дискретно равнопрочной конструкции вносит существенные изменения в ее конфигурацию лишь в нескольких начальных циклах, а затем разница $\Delta\bar{\delta}^k$ между двумя последовательными приближениями становится достаточно малой.

Поэтому напряжение σ_j^k на k -й итерации с точностью до малых 2-го порядка можно получить из их значений σ_j^{k-1} на предыдущей итерации, используя линейное продолжение [16]

$$\sigma_j^k = \sigma_j^{k-1} + \sum_{i=1}^N \frac{\partial \sigma_j^{(k-1,k)}}{\partial \delta_i} \Delta\delta_j^{k-1}, \quad (11)$$

где $\frac{\partial \sigma_j^{(k-1,k)}}{\partial \delta_i}$ вычисляется как изменение напряжений между двумя $(k-1, k)$ последующими итерациями, а $\sigma_j^k, \sigma_j^{k-1}$ – максимальные значения напряжений для всех точек каждой подконструкции на двух последующих итерациях.

Выражение (11) можно записать в матричной форме

$$\bar{\sigma}^k = \bar{\sigma}^{k-1} + \bar{A}(\bar{\delta}^{k-1})\Delta\bar{\delta}^{k-1},$$

где $\bar{\sigma}^k, \bar{\sigma}^{k-1}, \Delta\bar{\delta}^{k-1}$ – соответствующие вектор-столбцы, а матрица \bar{A} имеет вид

$$\bar{A} = \begin{vmatrix} \frac{\partial \sigma_1}{\partial \delta_1} & \frac{\partial \sigma_1}{\partial \delta_2} & \dots & \frac{\partial \sigma_1}{\partial \delta_j} \\ \frac{\partial \sigma_2}{\partial \delta_1} & \frac{\partial \sigma_2}{\partial \delta_2} & \dots & \frac{\partial \sigma_2}{\partial \delta_j} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial \sigma_j}{\partial \delta_1} & \frac{\partial \sigma_j}{\partial \delta_2} & \dots & \frac{\partial \sigma_j}{\partial \delta_j} \end{vmatrix}.$$

Следует заметить, что в статически определимых системах внутренние усилия не зависят от жесткости соседних элементов, поскольку определяются только из условий равновесия. Отсюда следует, что для таких систем все компоненты матрицы \bar{A} , лежащие вне главной диагонали, будут равны нулю и итерационный процесс в этом случае можно представить в виде

$$\sigma_j^{k+1}(\bar{\delta}^k) = \sigma_j^k + \frac{\partial \sigma_j}{\partial \delta_j} \Delta\delta_j. \quad (12)$$

В статически неопределимых системах компоненты матрицы \bar{A} , лежащие вне главной диагонали, в силу наличия условий совместности деформаций, выражают величину влияния изменения i -х элементов соседних подконструкций на изменение напряжений в элементах j -й подконструкции.

Как указывается в [11, 16] и верифицировано в настоящей работе на основании системного численного эксперимента для задачи, в частности, оптимального распределения материала в зоне краевого эффекта цилиндрического резервуара под действием гидростатического давления, элементы матрицы, лежащие вне главной диагонали, оказываются существенно меньшими величин элементов главной диагонали.

Поэтому, исходя из физических представлений о распределении напряжений в составных конструкциях, а также результатов упомянутого выше численного эксперимента, при построении итерационного численно-аналитического алгоритма проектирования дискретно равнопрочной конструкции, в настоящей работе было принято возможным пренебречь между двумя последовательными конечноэлементными расчетами компонентами, лежащими вне главной диагонали матрицы \bar{A} .

Следует при этом отметить, что, с одной стороны, принятое предположение позволяет существенно сократить вычислительные затраты на поиск оптимального проекта в связи с возможностью использования «внутренних» итераций в виде (11), а с другой – не влияет на точность определения варьируемых параметров в целом, поскольку напряженное состояние конструкции на отдельных (опорных) шагах поискового итерационного алгоритма пересчитывается с использованием достаточно достоверного конечноэлементного анализа.

Предполагается при этом, что при известных значениях напряжения σ_j^k инженерные (аналитические) методы позволяют определить жесткостные параметры $\bar{\delta}_j^k$ соответствующего элемента, и выражение (12) приближенно может быть представлено в следующей конечномерной форме:

$$\bar{\delta}^{k+1} = \bar{\delta}^k + \gamma \Delta \bar{\sigma}^k \Delta \bar{\delta}^k. \quad (13)$$

Здесь $\Delta \bar{\delta}^k = \bar{\delta}^k - \bar{\delta}^{k-1}$,

$$\Delta \bar{\sigma}^k = (\bar{\sigma}^k - \bar{\sigma}^{k-1}) / [\sigma], \quad (14)$$

$\bar{\delta}^k, \bar{\delta}^{k-1}$ – варьируемые жесткостные параметры каждой j -й подконструкции, которые определяются с использованием методов инженерного анализа прочности по известным напряжениям (между основными конечноэлементными расчетами на $(k-1)$ -м и k -м шагах оптимизируемого процесса); γ – множитель релаксации, суть которого состоит в сглаживании влияния возможного резкого изменения жесткости j -го элемента для двух последовательных шагов поиска напряжения в отдельных элементах конструкций [13].

Наличие множителя $0 < \gamma \leq 1$ препятствует, таким образом, образованию рыскающего итерационного процесса («проскакиванию» решения). В результате этого часто оказывается возможным существенно сократить необходимое количество циклов итерационного конечноэлементного расчета конструкции [12, 13].

Суть используемого в работе гибридного численно-аналитического подхода состоит в том, что между «основными» итерациями, обусловленными проведением достаточно затратного конечноэлементного расчета всего хвостового отсека, выполняются последовательные приближения поиска рациональных параметров отдельных подконструкций с использованием (11), (13) и методов инженерного проекторочного расчета [2, 3, 8, 10, 17].

Стратегия облегчения конструкции в целом состоит в следующем. На основании результатов исходного конечноэлементного анализа штатной конструкции и определения далее коэффициентов неравномерности $q^e(\bar{\delta})$ (7) поверхность конструкции условно разбивается на «основные» зоны, в которых коэффициенты неравномерности нагружения положительны, и зоны «облегчения», в которых коэффициенты неравномерности нагружения оказываются отрицательными.

«Основные» зоны характеризуются значительной величиной напряжений, поэтому их усиливают с помощью увеличения оребрения и толщины оболочки на основании зависимостей инженерного анализа. В зонах «облегчения» напряжения малы. Поэтому оребрения и толщину оболочки можно уменьшить в соответствии с (13), поскольку в данном случае (14) – соответствующая компонента $\Delta \bar{\sigma}^k < 0$ и, таким образом облегчить конструкцию.

Параметры подкрепления в каждой зоне поверхности нижней и верхней обечаек определялись из условия обеспечения их устойчивости как для регулярных вафельных оболочек с заданным коэффициентом неравномерности нагружения. При этом выбор оребрения и толщины самой оболочки для облегчения хвостового отсека РН проводился на основании аналитических формул инженерного анализа с учетом (12), (13) и результатов предварительно проведенного конечноэлементного расчета. Использование такого гибридного подхода в виде последовательности шагов «конечноэлементный расчет – инженерный анализ» в процессе определения оптимальных параметров конструкции существенно упрощает процедуру оптимизации.

Параметры вафельной оболочечной конструкции определялись из условий (см. (5, 6, 10) обеспечения ее прочности в виде [2, 3, 8]

$$T_{\text{разр}} = \min \left\{ \begin{matrix} T_{\text{кр,о}} \\ T_{\text{кр,м}} \end{matrix} \right\} \geq \tilde{T}_{\text{экв}},$$

где $T_{\text{кр,о}}$ и $T_{\text{кр,м}}$ – критические нагрузки ее общей и местной потери устойчивости. Для их расчета применялись хорошо зарекомендовавшие себя приближенные формулы, структура которых представлена в работах [2, 3, 8], а их применение апробировано на основании анализа большого количества результатов экспериментальных исследований, проведенных в КБ «Южное».

Для определения $T_{\text{кр,о}}$ использовалась зависимость

$$T_{\text{кр,о}} = 2\pi k E \varphi \delta_{\text{экв,к}} \sqrt{\delta_{\text{кр,к}} \delta_{\text{экв,к}}} \cos 2\alpha / kn, \quad (15)$$

где $k = 0,732 \left[1 + \exp\left(-\frac{1}{k_n^2}\right) \right] \left(0,1 + 20 \frac{\delta_{\text{экв,к}}}{R} \right)$; k – коэффициент общей устойчивости оболочки при осевом сжатии ($k \geq 0,2$); $\varphi = \sqrt{E_c E_k}$ – функция пластичности; $E_k = \frac{d\sigma_{\text{н}}}{d\varepsilon_{\text{н}}}$ – касательный модуль диаграммы

$\sigma_{\text{н}}(\varepsilon_{\text{н}})$ материала; E_c – секущий модуль диаграммы нагружения материала; δ – толщина оболочки; $\delta_{\text{пр,п}} = \delta + \frac{F_{\text{стр}}}{B}$ – приведенная толщина конструкции вдоль каждого стрингера; $F_{\text{стр}}$ – площадь поперечного сечения стрингера; B – расстояние между стрингерами;

$\sigma_{\text{экв,к}} = \sqrt[3]{12(1-\mu^2) \frac{I_{\text{шпн}}}{A}}$ – эквивалентная толщина шпангоута; $I_{\text{шпн}}$ – момент инерции поперечного сечения шпангоута с присоединенной обшивкой; A – расстояние между шпангоутами; μ – коэффициент Пуассона; $\sigma_{\text{н}}$ – интенсивность напряжений; $\varepsilon_{\text{н}}$ – интенсивность деформаций.

При практических расчетах по определению критических нагрузок вместо диаграммы « $\sigma_{\text{н}}-\varepsilon_{\text{н}}$ » может быть использована диаграмма « $\sigma-\varepsilon$ » растяжения материала.

Критические нагрузки местной потери устойчивости $T_{\text{кр,м}}$ вафельной цилиндрической оболочки рассчитываются по формуле

$$T_{\text{кр,м}} = \frac{2\pi k_m R E \varphi \delta_{\text{пр,п}} \left(\frac{\delta}{B - \delta_{\text{рп}} - r} \right)^2}{k_n}, \quad (16)$$

где $k_m=6,0$ – коэффициент местной потери устойчивости оболочки без оребрения при осевом сжатии; r – радиус перехода от ребра к полотну ячейки; $\delta_{\text{рп}}$ – толщина стрингера.

Аналитические формулы (15), (16) использовались далее для определения параметров силового набора и толщины оболочки

После выбора оптимальной облегченной вафельной конструкции производился конечноэлементный расчет НДС всей конструкции с проверкой всех условий прочности и конструктивных требований, что давало возможность более точно оценить прочность оптимальной облегченной конструкции и служить, при необходимости, исходными данными для последующего этапа проектировочного расчета.

Хотя корректное доказательство оптимальности полученного проекта при таком подходе остается открытым (см. [16]), его использование позволяет осуществлять пошаговое снижение материалоемкости достаточно сложной конструкции хвостового отсека РН.

Численные результаты конечноэлементного моделирования оптимального хвостового отсека

На основании предложенного выше подхода срединная поверхность оболочки хвостового отсека РН «Антарес», состоящая из верхней и нижней обечеек, была разделена на «основные» зоны и зоны «облегчения». Всего рассматривалось в соответствии с (8) семь уровней напряжений таких зон, в результате чего в хвостовом отсеке оказалось $J=16$ зон неравномерности. В «основных» зонах подкрепление оболочки не усиливалось, так как эквивалентные напряжения в этих зонах были меньше предела текучести материала. В зоне «облегчения» производилось уменьшение параметров орebrения и толщины оболочки с использованием соотношений (12, 13, 15, 16). Уже в первом приближении (конечноэлементный расчет – инженерный анализ) масса облегченного хвостового отсека оказалась на 18 % меньше веса исходной конструкции хвостового отсека.

Результаты проверочного расчета поля эквивалентных напряжений модернизированного хвостового отсека, проведенного в программном комплексе NASTRAN, представлены на рис. 2, что соответствует данным в работах [6, 7].

Таким образом, применение предлагаемого подхода уже на первом шаге позволило существенно снизить вес хвостового отсека. Изготовленный по результатам рационального проектирования опытный образец облегченного хвостового отсека подвергся статическим испытаниям, результаты которого [18, 19] указывают на соответствие расчетных и экспериментальных данных.

Неполное выравнивание напряженного состояния (рис. 2) объясняется необходимостью выполнения конструктивных и технологических требований (3), в зонах действия которых эквивалентные напряжения вынужденно оказываются меньшими допустимых.

Имеющаяся неравномерность напряжений в полученном проекте указывает также и на возможность дальнейшего снижения материалоемкости отсека путем увеличения количества Z (уменьшение размеров) рассматриваемых зон, поскольку в пределах каждой из них оптимизация осуществляется по максимальному для всей зоны эквивалентному напряжению.

Рациональное перераспределение материала хвостового отсека осуществлялось далее путем продолжения итерационного процесса поиска оптимальных параметров, основанных на результатах последующих конечноэлементных расчетов.

После пяти шагов основного итерационного процесса экономия материала составила около 23%. При этом отличие расчетных параметров НДС хвостового отсека уменьшалось (что указывает на сходимость процесса) и оказалось в пределах заданной при расчете точности.

Следует, однако, заметить, что в связи с повышением степени переменности жесткостных параметров реализация указанных перспективных возможностей усложняется усложнением технологии и, как следствие, увеличением стоимости изготовления отсека.

Выводы

Разработана методика снижения материалоемкости высоконапряженных хвостовых отсеков РН с учетом ограничений прочности, устойчивости и технологических требований с использованием принципа обеспечения дискретной равнопрочности усиленной перекрестным силовым набором не-

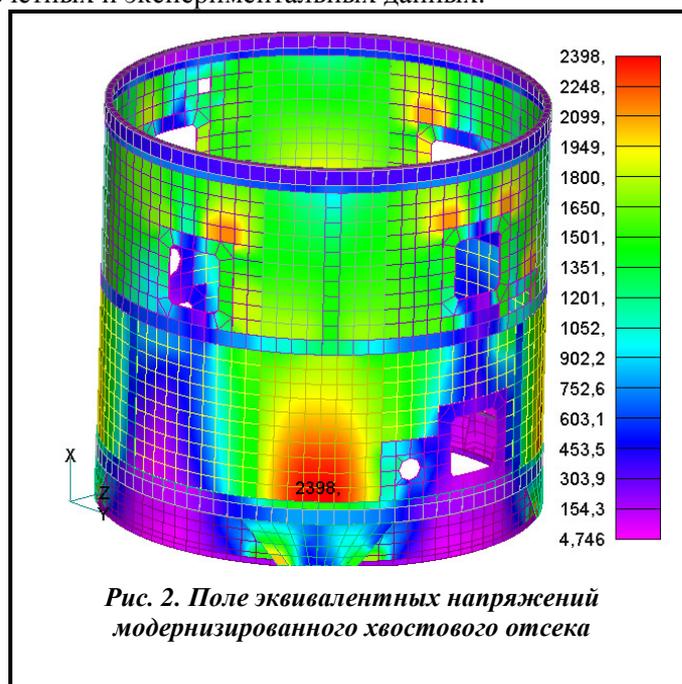


Рис. 2. Поле эквивалентных напряжений модернизированного хвостового отсека

однородной (ступенчато переменной жесткости) вафельной цилиндрической оболочки с окантованными прямоугольными отверстиями.

Для выбора варьируемых геометрических параметров и реализации прямого расчета хвостового отсека предложен оригинальный интерактивный численно-аналитический алгоритм, что позволяет существенно снизить количество достаточно трудозатратных конечноэлементных расчетов.

Разработанный подход оптимизации силовой схемы вафельных отсеков РН внедрен в практику проектирования ГП КБ «Южное». С помощью предложенного подхода модернизирован хвостовой отсек РН «Антарес». Получена существенно облегченная вафельная конструкция с переменным силовым набором и толщиной оболочки.

Разработанный подход может применяться также для оптимизации других конструктивных элементов РН (баков, орбренных отсеков) и других конструкций, используемых в различных областях машиностроения.

Литература

1. Дегтярев А. В. Ракетная техника. Проблемы и перспективы: избр. науч. техн. публ. Днепропетровск: АРТ-ПРЕСС, 2014. 420 с.
2. Моссаковский В. И., Макаренко А. Г., Никитин П. И., Савин Ю. И., Спиридонов И. Н. Прочность ракетных конструкций. М.: Высш. шк., 1990. 358 с.
3. Балабух Л. И., Колесников К. С., Зарубин В. С., Алфутов Н. А., Усюкин В. И., Чижов В. Ф. Основы строительной механики ракет. М.: Высш. шк., 1969. 496 с.
4. Усюкин В. И. Строительная механика конструкций космической техники. М.: Машиностроение, 1988. 392 с.
5. Куренков В. И., Юмашев Л. П. Выбор основных проектных характеристики конструктивного облика ракет носителей. Самара: Самар. аэрокосм. ун-т, 2005. 240 с.
6. Degtyarev M. A., Avramov K. V. Numerical simulation of the stress-strain state of the rocket pretention module. *Strength Materials*. 2019. Vol. 51. Iss. 5. P. 707–714. <https://doi.org/10.1007/s11223-019-00119-z>.
7. Degtyarev M. A., Shapoval A. V., Gusev V. V., Avramov K. V., Sirenko V. N. Structural optimization of waffle shell sections in launch vehicles. *Strength Materials*. 2019. Vol. 51. Iss. 2. P. 223–230. <https://doi.org/10.1007/s11223-019-00068-7>.
8. Лизин В. Т., Пяткин В. А. Проектирование тонкостенных конструкций. М.: Машиностроение, 1985. 344 с.
9. Маневич А. И. Устойчивость и оптимальное проектирование подкрепленных оболочек. Киев; Донецк: Вища шк., 1979. 152 с.
10. Строительная механика летательных аппаратов / И. Ф. Образцов и др. М.: Машиностроение, 1986. 536 с.
11. Малков В. П., Угодчиков А. Г. Оптимизация упругих систем. М: Наука, 1981. 288 с.
12. Химмельблау Д. Прикладное нелинейное программирование. М.: Мир, 1975. 534 с.
13. Дзюба А. П., Сіренко В. М., Дзюба А. А., Сафронова І. А. Моделі та алгоритми оптимізації елементів неоднорідних оболонкових конструкцій. Актуальні проблеми механіки: монографія / під ред. М. В. Полякова. Д.: Ліра, 2018. С. 225–243.
14. Hudramovich V. S., Dzyuba A. P. Contact interaction and optimization of locally loaded shell structures. *J. Math. Sci*. 2009. Vol. 162. P. 231–245. <https://doi.org/10.1007/s10958-009-9634-5>.
15. Гудрамович В. С., Гарт Э. Л., Клименко Д. В., Тонконоженко А. М., Рябоконт С. А. Конечно-элементный анализ упруго-пластического напряженно-деформированного состояния отсеков ракетных конструкций с вырезами. *Техн. механика*. 2011. Т. 4. С. 52–61.
16. Разани Р. Поведение равнонапряженной конструкции и ее отношение к конструкции минимального веса. *Ракет. техника и космонавтика: Тр. Америк. ин-та аэронавтики и космонавтики*. 1965. Т. 12. С. 115–124.
17. Кармишин А. В., Лясковец В. А., Мяченков В. И., Фролов А. Н. Статика и динамика тонкостенных оболочечных конструкций. М.: Машиностроение, 1975. 376 с.
18. Degtyarev M. A., Danchenko V. G., Shapoval A. V., Avramov K. V. Experimental strength analysis of variable stiffness waffle-grid cylindrical compartments. Part 1. Experimental procedure. *J. Mech. Eng*. 2019. Vol. 22. No. 1. P. 33–36. <https://doi.org/10.15407/pmach2019.01.033>.
19. Degtyarev M. A., Danchenko V. G., Shapoval A. V., Avramov K. V. Experimental strength analysis of variable stiffness waffle-grid cylindrical compartments. Part 2. Analysis results. *J. Mech. Eng*. 2019. Vol. 22. No. 2. P. 31–36. <https://doi.org/10.15407/pmach2019.02.031>.

Поступила в редакцию 30.04.2020

Методика зниження матеріаломісткості хвостових відсіків ракет-носіїв**¹ М. О. Дегтярьов, ¹ А. П. Дзюба, ² К. В. Аврамов, ¹ В. М. Сіренко**¹ Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»,
49008, Україна, м. Дніпро, вул. Криворізька, 3² Інститут проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного НАН України,
61046, Україна, м. Харків, вул. Пожарського, 2/10

Розроблено методику зниження матеріаломісткості високонапружених хвостових відсіків ракет-носіїв з урахуванням обмежень міцності, стійкості і технологічних вимог. Як розрахункова схема хвостового відсіку приймається оробрена в поздовжньому і поперечному напрямках вафельна циліндрична оболонка з прямокутними отворами, нижній торець якої затиснений в місцях розташування опорних кронштейнів, а верхній навантажений рівномірно розподіленими по контуру поздовжніми стискальними зусиллями від дії ваги розташованих вище елементів конструкції. Алгоритм оптимізації побудований за принципом забезпечення дискретної рівномірності окремих елементів (підконструкцій). Конструктивні геометричні розміри перерізів штатного хвостового відсіку і жорсткісні параметри поздовжнього і поперечного силових наборів, товщини стінок оболонкових елементів, розміри вафельних обичайок та ін., вибираються з вимог міцнісної надійності: обмежень граничних значень еквівалентних напружень (умов міцності), стискальних напружень місцевої і загальної втрати стійкості і цілого ряду конструктивних і технологічних вимог. Прямий розрахунок хвостового відсіку і пошук його варіюваних геометричних параметрів пропонується здійснювати з використанням інтерактивного числово-аналітичного (метод скінченних елементів – інженерний аналіз) алгоритму. Початковий розрахунок статичного напружено-деформованого стану вафельного хвостового відсіку проводився методом скінченних елементів, який реалізований в пакеті NASTRAN. Для дискретизації оболонки та її оробрення використовувалися плоскі скінченні елементи. В процесі скінченноелементного числового моделювання стану хвостового відсіку проводився аналіз вірогідності отриманих результатів розрахунку еквівалентних напружень шляхом дослідження процесів збіжності результатів розрахунків на серії сіток з різним подібненням. Наведено результати застосування розробленої методики до зниження ваги штатного хвостового відсіку ракети-носія «Антарес».

Ключові слова: *ракета-носіїв, хвостовий відсік, матеріаломісткість, напружено-деформований стан.*