

<https://doi.org/10.15407/knit2019.04.003>

УДК 629.78.002.3

А. В. Кондратьев ¹, В. А. Коваленко ²

¹ Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского

«Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина

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

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОМПОЗИТНОГО ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ СИЛОВОМ И ТЕПЛОВИМ НАГРУЖЕНИЯМ

Изложены основные аспекты многоэтапной методики оптимизации по массе основных конструктивных элементов композитного головного обтекателя ракеты-носителя при одновременном тепловом и силовом нагружении. Методика реализована в рамках предложенного ранее комплексного подхода интегрального проектирования агрегатов рассматриваемого класса техники. Полученные результаты позволяют для практически всего спектра внешних воздействий на головной обтекатель проводить одновременную оптимизацию глубокого уровня в каждом его отсеке толщины теплозащитного покрытия, схемы армирования и структуры несущих обшивок, высоты сотового заполнителя и геометрических параметров его ячейки, а также параметров дополнительного силового набора. При этом обеспечиваются допустимые диапазоны температур наружной и внутренней поверхностей рассматриваемого агрегата, несущая способность его рационального варианта во всех критических зонах с учетом ухудшений физико-механических характеристик применяемых материалов от теплового воздействия и выполнение дополнительных функциональных и технологических ограничений. Реализация предложенной методики при оптимизации по массе конструктивных параметров конкретного реального изделия — головного обтекателя ракеты-носителя «Циклон-4» — выявила ее эффективность, выразившуюся в значительном снижении массы оптимального изделия по сравнению с исходным его вариантом.

Ключевые слова: оптимизация, композит, теплозащита, тепловое и силовое воздействие, конструктивно-силовая схема, головной обтекатель.

ВЕДЕНИЕ

В современных условиях все возрастающей конкуренции мирового рынка космических услуг основной тенденцией развития ракетно-космической отрасли на долгосрочную перспективу является снижение высокой стоимости вывода полезного груза (ПГ) на орбиту. Уже на протяжении нескольких десятилетий она составляет в перерасчете на 1 кг ПГ от 3...5 тыс. [17, 24] до

10...30 тыс. долларов США [1, 23], а в некоторых исключительных случаях этот показатель может достигать и 100 тыс. долларов США [9]. Высокая стоимость вывода ПГ объясняется тем, что энергетические затраты на запуск искусственных спутников Земли таковы, что масса космических аппаратов (КА), выводимых на низкие орбиты, составляет не более 5.5 % стартовой массы ракет-носителей (РН), а при выведении на геостационарную орбиту — менее 1.5 % [12, 20].

Поэтому в настоящее время одной из основных тенденций развития агрегатов рассматрива-

емого класса техники является стремление корпораций, разрабатывающих перспективные РН, существенное увеличение размеров головных обтекателей (ГО). Это в итоге позволяет размещать в нем крупногабаритный ПГ, а также обеспечить одновременное групповое выведение нескольких КА [28]. Увеличение габаритных размеров и массы ПГ обуславливает увеличение размеров и степени нагруженности не только ГО, но и всех связанных с ним несущих отсеков головного блока РН — переходных и межступенных отсеков, адаптеров ПГ.

Поиск путей эффективного снижения массы изделий рассматриваемого класса техники, особенно в последние два десятилетия, привел к постоянно нарастающей тенденции использования в ответственных ее агрегатах полимерных композиционных материалов (ПКМ), имеющих ряд уникальных характеристик [13, 29]. Анализ опыта использования ПКМ в рассматриваемых конструкциях РКТ показал их широкое применение [27]. При этом используются несколько основных конструктивно-силовых схем (КСС), отличающихся как особенностями силового нагружения, так и технологиями изготовления. Чаще всего в настоящее время применяют сэндвичевые конструкции с углепластиковыми несущими обшивками и легким сотовым наполнителем (СЗ) [13], сетчатые (изогридные, анизогридные) композитные агрегаты [16], а также интегральные многостеночные конструкции [14, 15]. Высокая эффективность таких КСС изначально предопределена их природой и достоверно доказана теоретически и экспериментально. В этих условиях особую актуальность приобретают вопросы научного обеспечения реализации потенциальных возможностей повышения массовой эффективности применяемых КСС при регламентированной несущей способности с учетом практически всего спектра внешних воздействий.

АНАЛИЗ ЛИТЕРАТУРНЫХ ДАННЫХ И ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМЫ

Современная РКТ обладает рядом особенностей, выделяющих ее в отдельный класс техники, который требует разработки специфических методов оптимального проектирования [20, 24, 29]. Если в

случае с металлическими изделиями последовательность оптимального проектирования в известной мере предписана, то с композитами для каждого набора технических требований есть большое многообразие возможных комбинаций, так как такой материал создается одновременно с конструкцией [2]. Поэтому проблеме оптимального проектирования композитных агрегатов рассматриваемого класса техники в последнее время уделяется значительное внимание.

Большинство работ, посвященных данной проблеме, объединяет то, что предложенные в них подходы реализуют довольно близкие по содержанию аналитические математические модели [4, 14, 15, 19]. Эти модели требуют соответствующей идеализации представления конструкции и видов внешних воздействий на нее. Погрешности, вносимые идеализацией, могут не только нейтрализовать преимущества исходных аналитических моделей, но и привести к несоответствию реальной несущей способности изделия прогнозируемой.

Так, в работах [14, 15] исследованы приемы рационализации задач проектирования композитных несущих оболочек РН. На примерах реальных конструкций показана методология определения областей рационального применения различных КСС цилиндрических композитных оболочек. Однако приведенные в этих работах описания используемых методов решения оптимизационных задач и реализующих их программ свидетельствуют о существенной идеализации представления рассматриваемых объектов и действующих на них внешних воздействий. В работе [19] предпринята попытка систематизировать разработанные методы определения предельных нагрузок оболочечных композитных конструкций, находящихся в условиях неоднородного и нестационарного поля температур. Недостатком работы является то, что авторами значительное внимание уделено теории расчета предельных нагрузок, основывающейся на использовании обобщенных характеристик, которые могут быть получены лишь для отдельных образцов конструкции.

Работа [4] посвящена разработке методики оптимизации сэндвичевых оболочечных композитных конструкций с СЗ с учетом технологиче-

ских ограничений. Однако принятые расчетные схемы рассматриваемых типовых технологических дефектов композитных агрегатов предельно упрощены, что не позволяет обобщить полученные результаты для выявления взаимодействия технологических факторов и их совместного влияния на несущую способность рационального варианта конструкции.

В других случаях решение задачи строится на основе некоторых эвристических дополнительных предположений (равнопрочность, равнодеформируемость и т.п.), выполнение которых по мнению авторов гарантирует улучшение параметров изделий [18, 30]. В работе [30] предложены принципы рационального армирования тонкостенных конструкций различного назначения. При этом в качестве критериев рациональности авторами предложены требования равнонапряженности арматуры, равнопрочности связующего, армирования по направлениям главных напряжений и деформаций, максимальной жесткости или минимальной массы конструкции. Работа [18] посвящена разработке методов оптимального проектирования конструкций из ПКМ, подверженных волновым и статическим воздействиям различной физической природы (электромагнитным, акустическим, температурным, упругим).

Общим недостатком названных работ является то, что при оптимизационных расчетах рассматривается, как правило, характерно малое число варьируемых параметров [7]. Учитывая, что реальные композитные конструкции РКТ имеют довольно большое количество проектных параметров, обобщение подходов, предлагаемых в рассмотренных работах, выглядит проблематичным. Как правило, в рассмотренных работах при оптимизации объектов РКТ рассматривались отдельно несовместные виды нагружения, для каждого из которых в отдельности были получены рациональные параметры конструкции.

В настоящее время в основе научно-технического обеспечения эффективности оптимального проектирования и производства агрегатов РКТ из ПКМ, начиная с вопросов конструкторской и технологической подготовки, выбора рациональных конструктивно-технологических решений

(КТР) и их реализации, лежат информационные технологии. Эти технологии получили в последнее десятилетие интенсивное развитие и применение [5, 34]. Неоспоримым преимуществом их использования является возможность исключения ряда погрешностей при определении напряженно-деформированного состояния (НДС), присущих или связанных с использованием аналитических моделей [7], их высокая точность и полнота рассчитанных картин НДС, позволяющие более тщательно проанализировать особенности работы основных элементов конструкции. Однако данный подход к оптимизации позволяет решить лишь конкретную задачу и, как правило, не дает возможности обобщения полученных результатов с учетом технологических и других ограничений [6].

Попытка решить проблему снижения массы композитных сотовых конструкций для РКТ путем оптимизации их параметров на основе синтеза информационных технологий конечно-элементного анализа и аналитических зависимостей была предпринята в работе [11]. Авторами получены результаты, включающие в себя разработанную и реализованную на примере реальных изделий — ГО РН концепцию минимизации массы многоотсековых композитных оболочек с СЗ с многоэтапным алгоритмом реализации. Существенным недостатком предложенной авторами концепции является возможность учета теплового воздействия лишь ухудшением физико-механических характеристик (ФМХ) применяемых конструкционных материалов.

В силу того что в процессе эксплуатации РКТ, и несущие отсеки головного блока РН в особенности, подвержены интенсивному тепловому воздействию, то при оптимальном проектировании необходимо обеспечить не только несущую способность их конструкций, но и обеспечить допустимые для эксплуатации диапазоны температур их наружной и внутренней поверхностей [28].

Известно, что допустимую для эксплуатации температуру несущих отсеков головного бока РН можно обеспечить не только наружным теплозащитным покрытием и внутренней теплоизоляцией, но и учетом при оптимальном

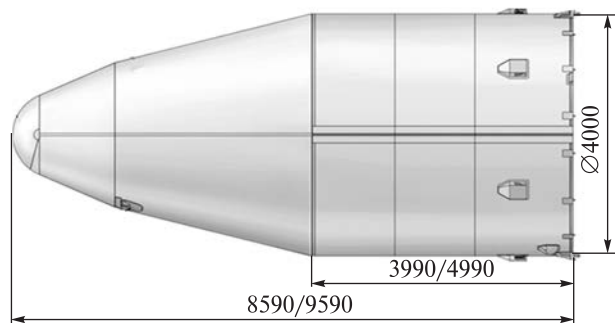


Рис. 1. Общий вид головных обтекателей ракет-носителей

проектировании теплоизолирующих свойств применяемых материалов, а также особенностей используемых КСС. Например, в работе [32] указывается, что применение СЗ в конструкциях, подверженных тепловому воздействию, позволяет существенно снизить массу необходимой теплоизоляции. Таким образом, использование теплоизоляционных свойств применяемых материалов и особенностей КСС может позволить снизить массу необходимой теплоизоляции, что позволит повысить экономическую эффективность используемых несущих отсеков головного блока РН.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

Современный уровень развития компьютерных технологий оптимального проектирования позволил подойти к решению проблемы повышения эффективности конструкций РКТ путем разработки комплексного подхода интегрального проектирования агрегатов рассматриваемого класса техники [21]. Подход реализуется в рамках предложенной ранее общей концепции оптимизации [10]. Отличительной чертой предложенного подхода является возможность структурно-параметрического синтеза рациональных конструкций несущих отсеков головного блока РН при обеспечении регламентированной несущей способности при одновременном силовом и тепловом нагружении с учетом технологических ограничений, соответствующих существующему уровню их производства.

Ниже приведены результаты реализации предложенного комплексного подхода к оптимальному проектированию ГО РН.

В качестве объекта исследования рассмотрен ГО, входящий в головной блок РН «Циклон-4». В основе проведенных исследований, как в плане регламентации геометрических параметров, так и нормирования нагрузок на изделие были использованы данные ГП «КБ «Южное» (рис. 1) [22].

Типовыми исходными данными при оптимальном проектировании ГО РН являются:

- основные Технические требования, предъявляемые к проекту;
- ограничения по габаритным размерам;
- эксплуатационные условия;
- основные расчетные случаи, величины эксплуатационных нагрузок, коэффициенты безопасности;
- применяемые материалы и их ФМХ.

Головной обтекатель представляет собой цилиндро-биконический (включает в себя конус 25° и конус 15°) отсек длиной 8590 / 9590 мм диаметром 4000 мм, имеющий сферический наконечник радиусом 720 мм. Корпус ГО состоит из двух полуболочек сэндвичевой КСС, которые крепятся между собой механическими замками системы разделения продольного стыка ГО. Все секции ГО соединены между собой с помощью металлических шпангоутов. Кроме того, на первой конической секции установлен промежуточный шпангоут.

Сферический наконечник планируется изготавливать из стекловолокнита, несущие обшивки — из углеродного ПКМ, наполнитель — соты, выполненные из алюминиевого сплава с шестигранными ячейками.

На основе результатов анализа [22] были рассмотрены следующие расчетные случаи нагружения, соответствующие полету РН при выведении ПГ массой 650 кг на отлетную траекторию:

- 1) нагружение элементов конструкции поверхностным давлением при числе Маха $M = M_{кр}$. ($t = 54$ с),
- 2) максимум аэродинамических коэффициентов ($t = 57$ с),
- 3) максимум силы лобового сопротивления ($t = 63$ с),
- 4) зона максимума скоростного напора ($t = 69$ с),
- 5) зона максимума скоростного напора ($t = 71$ с).

В качестве нагрузок на ГО приняты расчетные статические составляющие изгибающих моментов M , перерезывающих сил Q , осевых сил T в расчетных сечениях ГО и избыточное неравномерно распределенное давление P , пример которых показан в табл. 1. Здесь значение меридионального угла $\varphi = 0^\circ$ соответствует наветренной стороне, $\varphi = 90^\circ$ — боковой стороне, $\varphi = 180^\circ$ — подветренной стороне; знак «минус» соответствует внутреннему избыточному давлению, знак «плюс» — внешнему избыточному давлению, осевая сила со знаком «плюс» понимается как сжимающая.

Параметры наиболее теплонапряженной траектории выведения приведены в табл. 2.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Для определения НДС и оптимизации проектных параметров рассматриваемого ГО использован один из программных комплексов конечно-элементного анализа. В настоящее время есть достаточно много специализированных и общеин-

женерных программных комплексов конечно-элементного анализа (ANSYS Design Space, COSMOS, MSC.visual Nastran, CATIA Structural Analysis, Pro/ENGINEER Pro/MECHANICA, LS-DYNA и многие другие). Все они схожи по идеологии своего построения, используемым математическим моделям и методам их реализации, перечню решаемых задач и позволяют взаимный обмен данными и результатами расчетов, что не ставит принципиальным вопрос об использовании того или иного комплекса [5, 34].

Для расчета и дальнейшей оптимизации в программном комплексе конечно-элементного анализа ГО представлен в виде системы оболочек, подкрепленных шпангоутами. Конические и цилиндрический отсеки ГО представлены в виде сэндвичевых оболочек. При их дискретизации на конечно-элементную сетку применен многослойный оболочечный конечный элемент с соответствующими свойствами. Была выбрана опция сэндвичевой структуры, что соответствует характеру работы трехслойной оболочки с заполнителем. Заполнитель, воспринимая попе-

Таблица 1. Пример распределения по длине головного обтекателя статистических составляющих изгибающих моментов M , перерезывающих (Q) и осевых (T) сил, а также избыточного давления P на 71 с полёта

x, м	M, кН · м	Q, кН	T, кН	P, МПа		
				$\varphi = 0^\circ$	$\varphi = 90^\circ$	$\varphi = 180^\circ$
0	0	0	0	0.081	0.081	0.081
0.41	1.1	5.2	54	0.019	0.013	0.008
0.98	—	—	—	0.036	0.03	0.023
1.572	18.07	25.01	142.4	0.028	0.023	0.018
2.11	—	—	—	0.017	0.013	0.009
3.003	75.54	55.1	189.7	0.016	0.012	0.009
3.864	130.5	72.74	228.7	0.018	0.014	0.01
4.6	189.8	87.48	263.5	0.011	0.007	0.005
5.65	287.9	99.07	267	0.002	0	–0.001
6.878	417.2	111.5	271.2	0.003	0.002	0
7.961	543.6	121.7	274.9	0.005	0.003	0.002
8.59	621.3	124.7	277.3	0.002	0.001	0

Таблица 2. Пример параметров траектории выведения

Время, с	0	20	40	60	80	100	120	140	160	250
Высота, м	42	945	4093	9938	18417	29782	44414	59107	72861	125125
Скорость, м/с	0	96.1	236.4	432.1	722.8	1164.8	1760.3	1864.4	2146.3	4374.6
Угол атаки, град	0	0.84	0.69	0.19	0.21	0.21	0.21	2.69	3.25	1.39

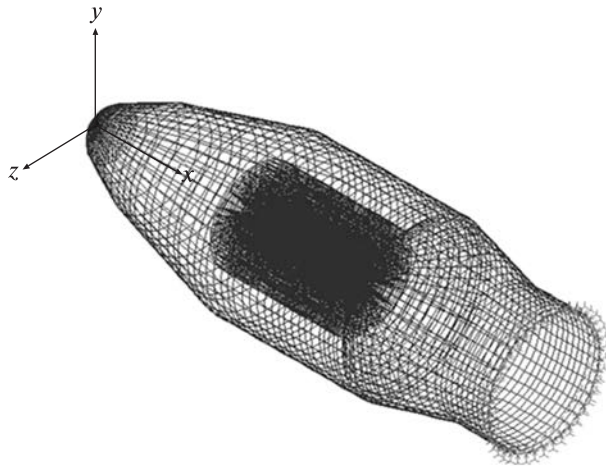


Рис. 2. Конечно-элементная модель головного блока и глобальная система координат

речные силы, обеспечивает совместную работу несущих обшивок и не воспринимает изгибающего момента и сил, лежащих в срединной поверхности. Несущие обшивки смоделированы в виде пакета, составленного из конечного числа слоев n различной толщиной с разными углами укладки φ_n , образующих в итоге суммарную толщину НС δ_i с полным набором компонентов приведенных ортотропных ФМХ. Был рассмотрен наполнитель ПКМ с суммарной толщиной $\delta_i = 1$ мм со схемой армирования $[0_{0,25s}; \pm 45_{0,5s}; 90_{0,25s}]$. Данная структура выбрана на основе предварительно проведенного анализа эффективности схем армирования и ее наибольшего соответствия уровню производства агрегатов рассматриваемого класса на ГП «КБ «Южное». СЗ представлен в виде условного однородного по объему слоя многослойного конечного элемента высотой $h_{сз} = 25$ мм, ортотропные ФМХ которого зависят от геометрической конфигурации ячейки, толщины фольги и ее ФМХ.

При дискретизации сферического наконечника использован однослойный оболочечный конечный элемент. Шпангоуты и элементы продольного стыка ГО смоделированы балочными элементами соответствующего поперечного сечения. Для корректного учета условий стыковки ГО со смежными несущими отсеками (межступенного отсека и адаптера ПГ) он был смоделирован совместно с ними. Сгенерирован-

ная конечно-элементная модель головного блока и глобальная система координат показана на рис. 2.

Расчет ортотропных теплофизических характеристик слоистого ПКМ с заданной структурой армирования проводился по соответствующим характеристикам матриц и волокон.

Нагрузка на элементы головного блока прикладывалась в виде нормального к поверхности давления, распределенного по заданному закону в пределах соответствующей поверхности и приведенной к узлам в каждом сечении эквивалентной продольной и поперечной силы.

Изгибающие моменты в расчетных сечениях прикладывались в виде приведенных к узлам соответствующего сечения распределенных пар сил. Головной блок закреплялся по узлам нижнего шпангоута межступенного отсека по всем перемещениям, что соответствовало условию его стыковки ко второй ступени РН.

Задачи решались исходя из линейных уравнений упругости и устойчивости.

Граничными условиями для расчетов теплозащитного покрытия (ТЗП) головных обтекателей является аэродинамический тепловой поток Q и максимальное значение температуры конструкции ГО, величины которых в процессе полета зависят от множества явлений. Так, например, эти максимальные величины в значительной степени зависят от пограничного слоя и момента времени, когда в полете произошла смена турбулентного режима обтекания на ламинарный [31]. При проведении расчетов тепловых режимов ГО на активном участке траектории обычно проводится или летный эксперимент по измерению аэродинамических тепловых потоков, или газодинамический эксперимент на масштабной модели, на основе чего и нормируется тепловой поток Q и температура наружной поверхности ГО T_{w1} , которые затем используются при последующих расчетах. Однако такие эксперименты требуют чрезвычайно больших затрат финансовых средств и времени, и, как следствие, в отличие от силового нагружения ГО, для которого характерны четко регламентированные расчетные случаи, тепловое нагружение редко когда таким образом регламентируется. Принимая во

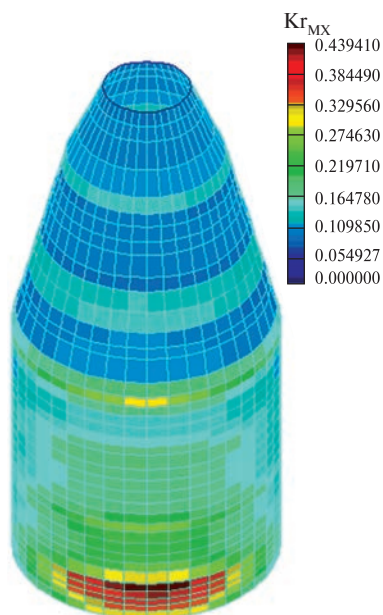


Рис. 3. Картина распределения максимального значения критерия Мизеса — Хилла в несущих обшивках

внимание современные достижения вычислительной техники применительно к газо- и гидродинамике, представляется оправданным при отсутствии регламентированного теплового нагружения на ГО (Q , T_{wl}) проведение в пакете по моделированию внешнего обтекания (CFD) ряда численных экспериментов по определению этих параметров. При этом использованы рекомендации работы [31], касающихся специфики режима обтекания и параметров пограничного слоя рассматриваемого класса конструкций.

Для задания стартовой точки при последующей оптимизации и для обеспечения сравнимости результатов был просчитан исходный вариант ГО. Некоторые результаты этого расчета приведены на рис. 3—5 (первый расчетный случай нагружения).

В табл. 3 приведены рассчитанные значения максимального результирующего линейного перемещения u , максимальные значения критерия Мизеса — Хилла $K_{г\text{MX}}$ для слоев, образующих несущие обшивки (при суммарной толщине обшивок во всех отсеках $\delta_i = 1$ мм), максимальные касательные напряжения в СЗ $\tau_{xz\text{max}}^{\text{сз}}$ и $\tau_{yz\text{max}}^{\text{сз}}$ (при высоте СЗ во всех отсеках $h_{\text{сз}} = 25$ мм, ширине стороны ячейки СЗ $a_c = 5$ мм, коэффици-

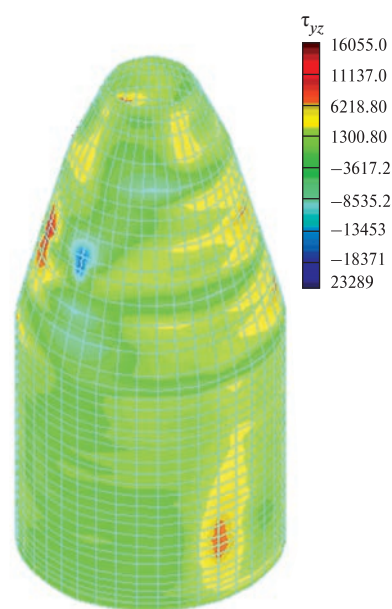


Рис. 4. Картина распределения касательных напряжений τ_{yz} в сотовом заполнителе

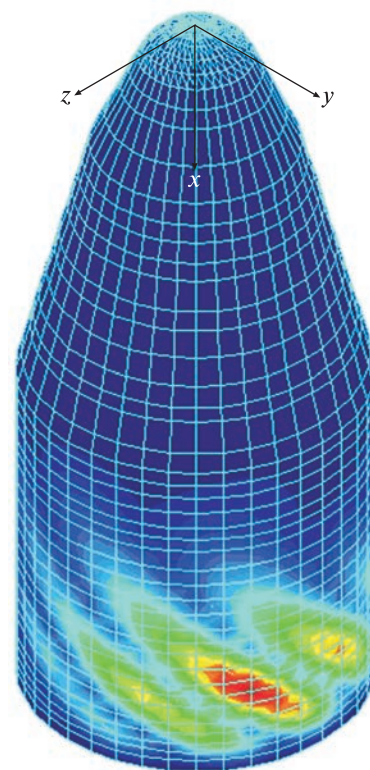


Рис. 5. Возможная форма потери устойчивости головных обтекателей ($k_{\text{уст}} = 2.81$)

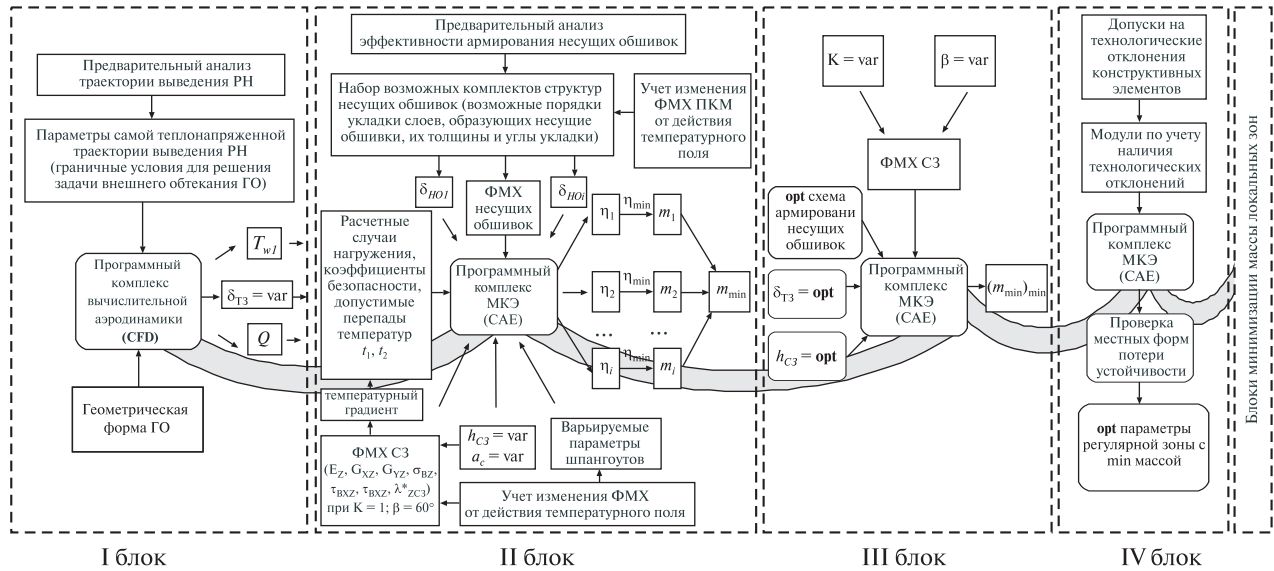


Рис. 6. Методика минимизации массы сэндвичевого ГО СЗ при одновременном тепловом и силовом нагружениях

Таблица 3. Результаты расчета исходного варианта ГО

Расчетные случаи нагружения	t, c	u, m	Kr_{MX}	$\tau_{xz}^{c3} \max, MPa$	$\tau_{yz}^{c3} \max, MPa$	σ_{np}, MPa	$k_{уст}$
1	54	0.126	0.44	0.134	0.023	88.2	2.81
2	57	0.15	0.81	0.171	0.027	112.3	1.78
3	63	0.149	0.88	0.172	0.052	114.5	1.69
4	69	0.157	0.91	0.173	0.072	137.5	1.68
5	71	0.159	0.95	0.175	0.072	137.9	1.67

енте формы ячейки $K = 1$ и угле раскрытия ячейки $\beta = 60^\circ$), максимальные приведенные напряжения в шпангоутах σ_{np} и запас устойчивости ГО $k_{уст}$.

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ СИЛОВОМ И ТЕПЛОВОМ НАГРУЖЕНИИ

На рис. 6 представлена принципиальная блок-схема разработанной в рамках общего подхода [10, 21] многоэтапной методики оптимизации по массе основных конструктивных элементов для регулярной зоны ГО при одновременных тепловом и силовом воздействиях.

Как уже отмечалось выше, рационализация постановки задачи оптимального проектирования подверженных интенсивному тепловому

воздействию несущих отсеков головного блока РН, в особенности ГО, предусматривает необходимость одновременной оптимизации параметров их КСС и ТЗП. Поэтому в первом блоке предлагаемой методики оптимизации проводится предварительный анализ применяемых ТЗП. При этом разрабатываются возможные рекомендации для последующей оптимизации параметров теплозащиты, определяются наиболее рациональные ее виды применительно к рассматриваемому ГО, находятся значения ФМХ, а также оптимальные диапазоны изменения и начальное значение толщины ТЗП для различных участков ГО.

На рис. 7 показан пример полученной картины распределения температуры нагрева ГО при торможении газового потока вблизи обтекаемой поверхности.

Полученный расчетным путем тепловой поток Q и температура наружной поверхности ГО T_{w1} , усредненная в рамках каждого отсека ГО, используются во втором блоке оптимизации.

Второй блок предлагаемой многоэтапной методики оптимизации по массе решает задачу выбора оптимального соотношения толщины теплозащиты $\delta_{ТЗ}$, высоты СЗ $h_{сз}$, размера ячейки СЗ a_c , толщин несущих обшивок $\delta_{но}$ при одновременном обеспечении допустимых диапазонов температур наружной и внутренней поверхностей сэндвичевых оболочек и несущей способности рационального варианта во всех критичных зонах с учетом ухудшений ФМХ применяемых материалов от теплового воздействия.

Оптимизация на этом этапе именно этих параметров СЗ вызвана тем фактом, что, как показывает опыт [28], теплоизолирующие свойства сотов в основном зависят от высоты и плотности, которая в большей степени определяется размером ячейки, а в меньшей — другими параметрами: углом ее раскрытия β и коэффициентом формы K .

Для определения при оптимизации ограничений, обеспечивающих допустимые диапазоны температур, рассмотрен малый участок ГО, который условно представлен в виде многослойной плоской стенки (рис. 8).

При определении ограничений рассмотрен стационарный кондуктивный тепловой удельный поток Q , характеризующий равенством количеств подведенного и отведенного от тела тепла, т. е. величина потока Q , входящего через поверхность теплозащиты, не изменится при прохождении через все остальные слои. Задавшись значениями теплового потока Q и температуры T_{w1} наружной поверхности ГО, полученными ранее, возможный перепад температур в рассматриваемой многослойной стенке, можно определить по формулам

$$t_1 = T_{w1} - Q \frac{\delta_{ТЗП}}{\lambda_{ТЗП}} \leq [t_1], \quad (1)$$

$$t_2 = T_{w1} - Q \left(\frac{\delta_{ТЗП}}{\lambda_{ТЗП}} + \frac{2\delta_{но}}{\lambda_{но}} + \frac{h_{сз}}{\lambda_{сз}} \right) \leq [t_2],$$

где $[t_1]$ — величина допустимой температуры на-

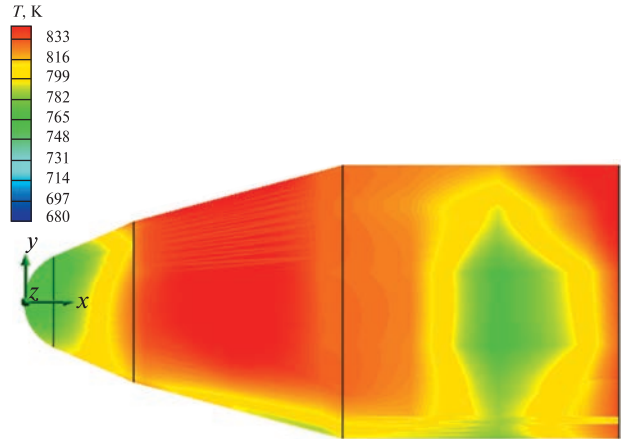


Рис. 7. Пример распределения температуры нагрева головного обтекателя по его поверхности

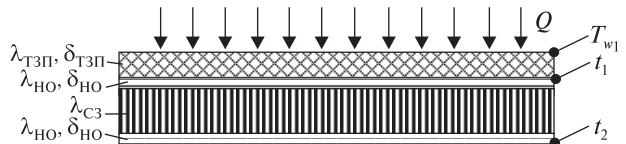


Рис. 8. Малый участок регулярной зоны ГО, представленный в виде многослойной плоской стенки

ружной поверхности сэндвичевой оболочки, принятая равной 100°C , $[t_2]$ — величина допустимой температуры для внутренней поверхности сэндвичевых оболочек, принятая равной 60°C , $\lambda_{ТЗП}$, $\lambda_{но}$ — коэффициент теплопроводности теплозащиты и ПКМ несущих обшивок, определяемые по справочной литературе или экспериментально, $\lambda_{сз}$ — коэффициент эффективной теплопроводности СЗ.

Сложный характер структуры сотов и механизма теплопереноса обусловил применение к ним термина «коэффициента эффективной теплопроводности», что в данном случае имеет смысл коэффициента пропорциональности между усредненным по объему тепловым потоком и градиентом температуры [26]. Компонент $\lambda_{сз}$ сложным образом зависит от варьируемых параметров сотов, однако знание этих зависимостей позволит в процессе оптимизации управлять интенсивностью теплопереноса через сэндвичевые конструкции для возможности обеспечения всего комплекса предъявляемых к ним требованиям.

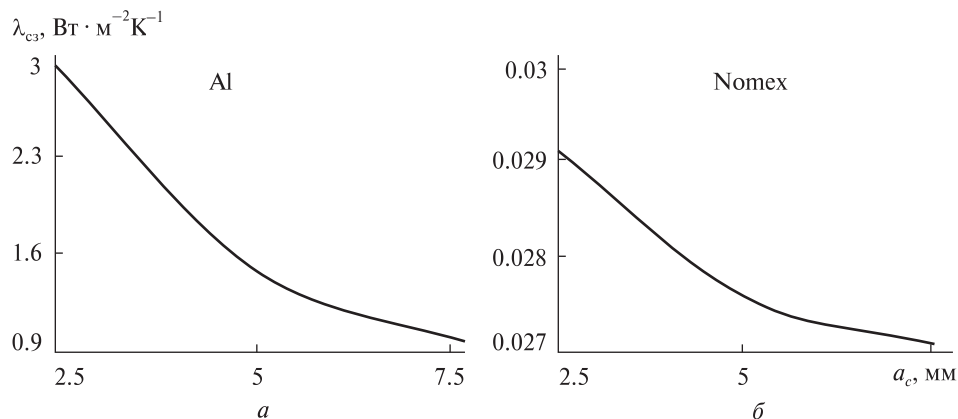


Рис. 9. Изменение коэффициента теплопроводности λ_{C3} изолированного СЗ в зависимости от величины грани ячейки при $h_{C3} = 15$ мм из алюминиевой фольги (а) и полимерной бумаги Nomex (б)

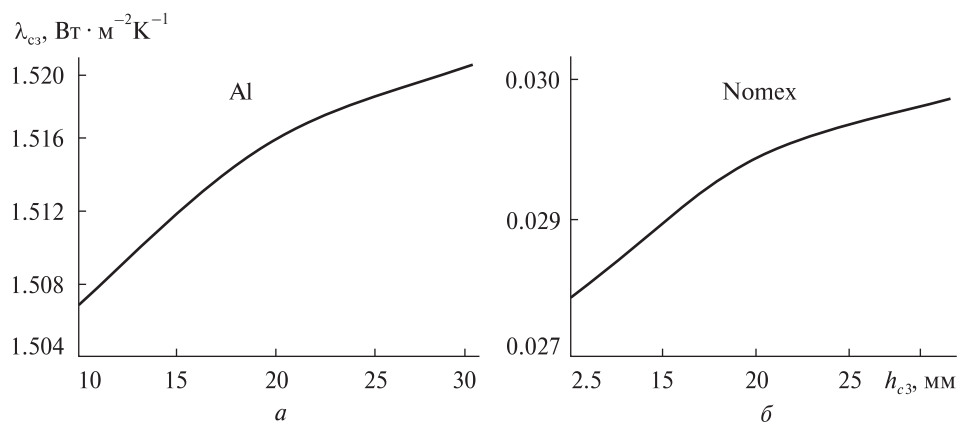


Рис. 10. Изменение коэффициента теплопроводности λ_{C3} изолированного СЗ в зависимости от его высоты при $a_c = 5$ мм из алюминиевой фольги (а) и полимерной бумаги Nomex (б)

Таблица 4. Результаты расчетов температурных режимов ГО

Сечение	$\delta_{ТЗП}$, мм	T_{\max} , °C	
		Наружная	Внутренняя
Коническая часть ГО (угол конусности 25°)	9.3	100	56
Коническая часть ГО (угол конусности 15°)	8.1	100	56
Цилиндрическая часть ГО	4.8	100	60

С точки зрения теплофизики процесс теплообмена в СЗ может быть описан методом электро-тепловой аналогии, позволяющим свести расчет рассматриваемой тепловой системы к расчету

аналогичной электрической схемы [26]. Рассмотрение СЗ как системы последовательно и параллельно соединенных кондуктивных термических сопротивлений наполнителя (материала)

сотов, воздуха, заполняющего соты, клеевой прослойки, соединяющей грани наполнителя и клеевого слоя, связывающего соты и несущие обшивки, позволило аналитически определить коэффициент эффективной теплопроводности СЗ неправильной шестигранной формы в плане [33]. На рис. 9 и 10 показаны графики зависимостей эффективного коэффициента теплопроводности СЗ из алюминиевой фольги и полимерной бумаги Nomex от его высоты, размера грани ячейки [33].

Для более точной оценки вклада других механизмов передачи тепла внутри сотов можно использовать или полученные приближенные решения интегро-дифференциальных уравнений стационарной теплопроводности и лучистого обмена цилиндрической ячейки, или результаты серии численных экспериментов [26].

В качестве ограничений при оптимизации, касающихся несущей способности конструктивных элементов КСС ГО, для слоев, образующих несущие обшивки, был использован послойный анализ по обобщению критерия Мизеса — Хилла, содержащего первый инвариант тензора напряжений. При определении необходимых запасов прочности СЗ использовались откорректированные характеристики для приведенного ортотропного заполнителя [3]. Для изотропных материалов был использован критерий Мизеса. В качестве активных ограничений в блоке выступали также запасы устойчивости моделируемого объекта в целом $k_{уст}$, а также возможные формы местных потерь устойчивости конструктивных элементов.

В качестве минимизируемой целевой функции принята масса конструкции, равная сумме масс конструктивных составляющих ГО: теплозащиты, несущих обшивок и СЗ. Минимизируя целевую функцию, оптимизационный модуль проводит полный перебор заданных для него проектных параметров при одновременном удовлетворении ограничений на допустимые диапазоны температур и обеспечении несущей способности для всех нормированных случаев нагружения с учетом снижения ФМХ применяемых ПКМ. Все переменные проектирования поэтапно поступают в оптимизационный блок, в

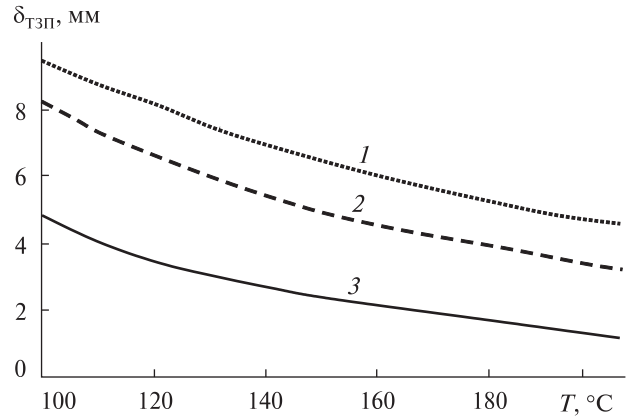


Рис. 12. Изменение рациональной толщины ТЗП ($\delta_{ТЗП}$, мм) в зависимости от допустимой температуры наружной несущей обшивки ГО: 1 — коническая (25°) часть ГО, 2 — коническая (15°) часть, 3 — цилиндрическая часть

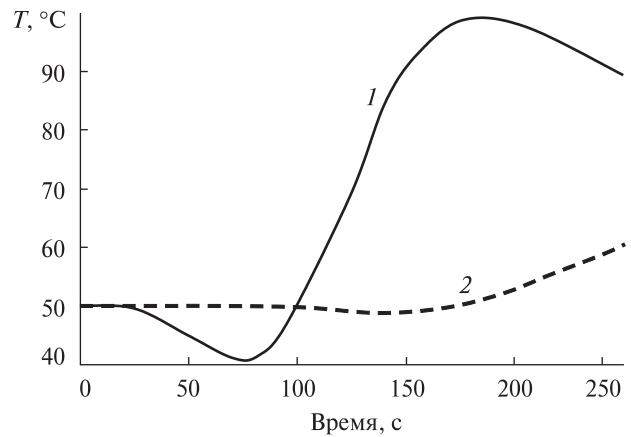


Рис. 11. Изменение температуры T на цилиндрической части ГО при рациональной толщине ТЗП $\delta_{ТЗП} = 4.8$ мм: 1 — наружная поверхность, 2 — внутренняя поверхность (допустимая температура наружной несущей обшивки 100 °C)

котором решается задача выбора рационального соотношения необходимой толщины теплозащиты $\delta_{ТЗП}$, конструктивных параметров КСС и дополнительного силового набора при одновременном обеспечении допустимых диапазонов температур наружной и внутренней поверхностей рассматриваемого агрегата, несущей способности его рационального варианта во всех критичных зонах с учетом ухудшений ФМХ применяемых материалов от теплового воздействия и выполнении дополнительных функциональных и технологических ограничений [3, 8].

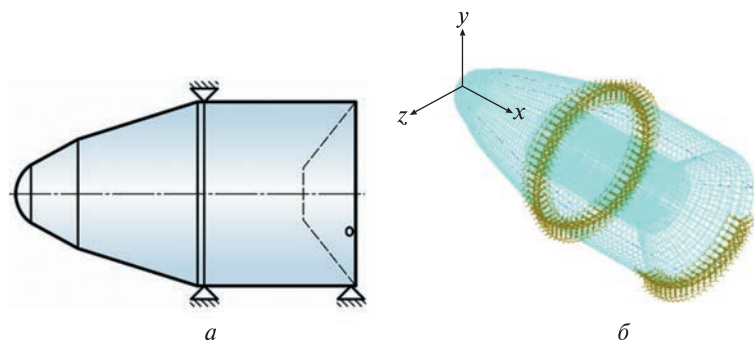


Рис. 13. Схема крепления головного блока при транспортировке (а) и соответствующая ей конечно-элементная модель с граничными условиями (б)

Для дополнительного снижения массы ГО на заключительном этапе оптимизируется структура СЗ путем варьирования угла раскрытия ячейки неправильной шестигранной формы b и коэффициента ее формы K в каждом из отсеков ГО.

Результаты расчетов нормированных тепловых режимов ГО с теплозащитным покрытием рациональной толщины $\delta_{\text{тзп}}$ приведены в табл. 4.

Полученные теоретические кривые изменения температуры на поверхностях несущих обшивок цилиндрической части ГО, соответствующие его нормированным тепловым режимам, приведены на рис. 11.

Кроме этого, для нормированных тепловых режимов ГО были дополнительно проведены

расчеты по определению рациональной толщины теплозащитного покрытия для различных значений допустимой температуры наружной несущей обшивки ГО, результаты которых приведены на рис. 12.

В табл. 5 приведены результаты оптимизации параметров сэндвичевой КСС ГО (обозначения см. в табл. 3). Максимальное значение критерия Мизеса — Хилла определено для слоев, образующих несущие обшивки, толщины которых по отсекам: $\delta_{\text{но1}} = 0.9$ мм; $\delta_{\text{но2}} = 0.4$ мм; $\delta_{\text{но3}} = 0.9$ мм; $\delta_{\text{но4}} = 0.8$ мм. Максимальные касательные напряжения в СЗ были определены для ширины сторон ячеек СЗ по отсекам: $a_c = 6.6$ мм, $a_{c2} = 7.2$ мм, $a_{c2} = 4.8$ мм, $a_{c3} = 7.2$ мм. Коэффици-

Таблица 5. Результаты оптимизации параметров сэндвичевой КСС ГО

Расчетные случаи нагружения	t , с	u , м	$K_{\text{ГМХ}}$	$\tau_{xz}^{\text{сз}} \text{ max}$, МПа	$\tau_{yz}^{\text{сз}} \text{ max}$, МПа	$\sigma_{\text{пр}}$, МПа	$k_{\text{уст}}$
1	54	0.14	0.62	0.078	0.009	93.2	1.55
2	57	0.16	0.9	0.099	0.011	118.7	1.2
3	63	0.173	0.95	0.101	0.033	122.5	1.15
4	69	0.18	0.97	0.12	0.037	178.8	1.13
5	71	0.189	0.98	0.15	0.037	179.2	1.1

Таблица 6. Случай эксплуатации и действующие перегрузки при транспортировке ГБ

Случай эксплуатации	n_x	n_y	n_z
Перегрузочные работы с ГО	± 0.1	-1 ± 0.2	± 0.1
Железнодорожное транспортирование	± 3	-1 ± 1	± 1
Морское транспортирование	± 0.1	-1 ± 0.6	± 0.6
Автомобильное транспортирование	± 0.1	-1 ± 0.6	± 0.6
Воздушное транспортирование	1.53	-1.7	0.93
Транспортирование головного блока из монтажно-испытательного корпуса	± 0.2	-1 ± 0.2	± 0.15

ент формы ячейки по отсекам составлял $K_1 = 1.3$, $K_2 = K_3 = K_4 = 1$, угол раскрытия ячейки по отсекам равнялся $\beta_1 = \beta_2 = \beta_3 = \beta_4 = 60^\circ$, высота СЗ по отсекам составляла $h_{c31} = 15$ мм, $h_{c32} = 25$ мм, $h_{c33} = 18$ мм, $h_{c34} = 19$ мм.

Результатом первых этапов оптимизации параметров сэндвичевой КСС ГО явилось снижение его массы по сравнению с базовым вариантом:

- несущих обшивок — на

$$\frac{275.37 - 244.88}{275.37} 100 \% = 11.07 \% \quad (30.49 \text{ кг}),$$

- сотовых заполнителей — на

$$\frac{57.03 - 34.22}{57.03} 100 \% = 40 \% \quad (22.81 \text{ кг}),$$

- сэндвичевых оболочек ГО в целом — на

$$\frac{332.4 - 279.1}{332.4} 100 \% = 16 \% \quad (53.3 \text{ кг}).$$

Результат заключительного этапа оптимизации явилось дополнительное снижение массы ГО по сравнению с вариантом, в котором СЗ имел ячейку правильной шестигранной формы — на

$$\frac{279.1 - 263.4}{279.1} 100 \% = 5.63 \% \quad (15.7 \text{ кг}),$$

а по сравнению с базовым вариантом — на

$$\frac{332.4 - 263.4}{332.4} 100 \% = 21 \% \quad (69 \text{ кг}).$$

После определения рациональной структуры СЗ полученные данные поступали в поверочные блоки оптимизации, которые подтвердили полученные результаты. Примером поверочного расчета может служить анализ несущей способности и деформативности ГО при штатной эксплуатации — транспортировке ГБ различными видами транспорта. Пример расчетных случаев нагружения при транспортировке ГБ представлены в табл. 6 [22].

Анализ табл. 6 показал, что при железнодорожном транспортировании на головной блок действуют наибольшие перегрузки. Поэтому дальнейшие расчеты были проведены для этого случая эксплуатации. На рис. 13, а показана схема крепления головного блока при транспортировке [22], а на рис. 13, б — соответствующая ей

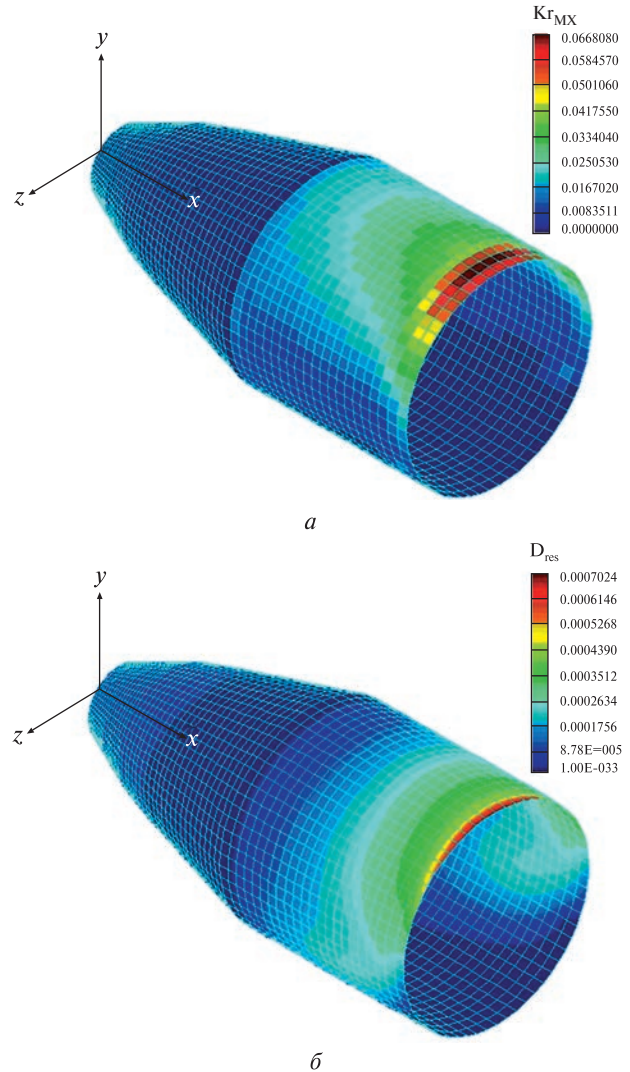


Рис. 14. Пример результата поверочного расчета ГО при нагрузках, действующих на него при железнодорожном транспортировании: а — картина распределения максимального значения критерия Мизеса — Хилла в несущих обшивках, б — результирующие линейные перемещения, м

конечно-элементная модель ГО. Для учета всех массовых сил, действующих на конструкцию, ГО смоделирован совместно с выводимым ПГ регламентированной формы и массы [22].

Пример результатов расчета головного блока при нагрузках, действующих на него при транспортировке, приведен на рис. 14. Анализ полученных результатов свидетельствует о том, что для всех рассмотренных случаев нагружения потеря несущей способности основных конструк-

тивных элементов ГО теоретически не реализуется [22].

В разработанном блоке оптимизации последовательно сначала решается задача поиска рациональных параметров конструкции в ее регулярной зоне. Последующие этапы ее проведения предполагают определение рациональных параметров в локальных зонах, к которым относятся зоны усиления всевозможных технологических и эксплуатационных люков, стыков и т. п. Для этого могут использоваться различные расчетные схемы, учитывающие специфику их термического и силового нагружения. Невозможность реализации оптимизации объекта, представленного во всех тонкостях его конструктивных элементов, делает наличие отдельных модулей оптимизации регулярной и локальных зон обязательным условием эффективного решения данной задачи. Примером дифференциации этого сектора оптимизации в рамках предложенной методики могут служить полученные ранее в работах [10, 25] результаты. Так, в работе [10] предложен и реализован подход к минимизации массы нерегулярных зон композитного головного обтекателя, который позволил определить рациональную форму накладки усиления переменной толщины, геометрические параметры которой соответствуют возникающему силовому потоку, толщины несущих обшивок для различных зон накладки усиления; рациональные значения параметров усиления для сотов. В работе [25] приведен пример реализации предложенной методики к синтезу рациональных параметров углепластикового фитинга системы разделения несущих отсеков РН.

ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Таким образом, полученные результаты позволили:

- в полной мере учесть практически весь спектр внешних воздействий, приложенных к ГО по любому закону их изменения;
- оптимизировать основные конструктивные параметры в пределах каждого отсека ГО, что обеспечивает выявление и реализацию в полной мере резервов снижения массы, не используе-

мых при прежней ориентации на оптимальные параметры наиболее нагруженного отсека, принимаемые для всего изделия в целом;

- проводить глубокий уровень одновременной оптимизации толщины теплозащитного покрытия, схемы укладки и структуры несущих обшивок, геометрических параметров СЗ и параметров дополнительного силового набора, что реализует практически исчерпывающие возможности ПКМ и СЗ на современном уровне технологий их производства;

- учесть снижение ФМХ конструктивных элементов, которое вызвано наличием в них неизбежных технологических отклонений в пределах регламентированных допусков и тепловым воздействием на ГО, что обеспечивает максимальное приближение к действительной несущей способности конструкции.

Отличительной чертой предложенной методики оптимизации является получение от конструкций ГО максимальной комплексной целевой отдачи. В подавляющем большинстве цитированных выше работ рассмотрен типовой подход к оптимальному проектированию конструкций рассматриваемого класса, подверженных одновременному силовому и тепловому нагружению, предусматривающий, как правило, деление общей задачи на ряд подзадач по получению рациональных параметров для каждого типа воздействия. В итоге даже оптимальные порознь решения полученных задач не обеспечивают интегральной оптимальности итоговой конструкции. Предлагаемая методика, в отличие от этих работ, позволяет проводить оптимизацию для всех регламентированных расчетных случаев нагружения одновременно при учете возможных механизмов разрушения и потери устойчивости конструктивных элементов. В результате этого полученные рациональные параметры конструкции не являются оптимальными в каждом из отдельных случаев нагружения, но рациональны по отношению к их совокупности.

При этом обеспечиваются допустимые диапазоны температур наружной и внутренней поверхностей рассматриваемого агрегата, несущая способность его рационального варианта во всех критичных зонах с учетом ухудшений физи-

ко-механических характеристик применяемых материалов от теплового воздействия.

В инженерной практике задачу выбора рациональных конструктивных параметров силовой конструкции и ТЗП обычно разделяют на две обособленные (так называемый дифференциальный подход). Сначала выбирают параметры теплозащиты, обеспечивающей заданный температурный режим конструкции, а затем из условия обеспечения несущей способности выбирают параметры конструкции, не учитывая при этом ее теплоизоляционных свойств. Такой подход, в частности для ГО, приводит к необходимости применения тяжелой теплоизоляции, обеспечивающей допустимую эксплуатационную температуру подобтекательного пространства, что в итоге приводит к существенному увеличению массы готового изделия.

Использование в оптимизационном цикле предлагаемой методики теплоизоляционных свойств применяемых материалов и особенностей КСС позволило решить эту проблему. Методика позволила определить рациональное соотношение толщины теплозащиты, несущих обшивок и высоты СЗ в каждом из отсеков, что обеспечило в итоге снижение массы необходимой теплозащиты.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Полученные результаты позволили практически для всего спектра внешних воздействий на ГО провести одновременную оптимизацию глубокого уровня в каждом его отсеке толщины теплозащитного покрытия, схемы армирования и структуры несущих обшивок, высоты сотового заполнителя и геометрических параметров его ячейки, а также параметров дополнительного силового набора

Результатом первого этапа оптимизации параметров ГО явилось снижение его массы по сравнению с базовым вариантом на 16 % (53.3 кг), а заключительного — дополнительное снижение массы ГО по сравнению вариантом, в котором СЗ имел ячейку правильной шестигранной формы на 5.63 (15.7 кг), а по сравнению с базовым вариантом — на 21 % (69 кг).

Представленные в статье результаты получены при реализации фундаментальной комплексной госбюджетной темы Министерства образования и науки Украины «Методология разработки эффективных конструктивно-технологических решений композитных отсеков авиакосмической техники и их соединительных узлов» № ГР 0117U002499 (2017—2019 гг.), направленной на разработку соответствующего теоретического и экспериментального обеспечения для оптимального проектирования композитных агрегатов рассматриваемого класса техники.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бакулин В. Н., Гусев Е. Л., Марков В. Г. *Методы оптимального проектирования и расчёта композиционных конструкций*. Москва: Физматлит, 2008. Т. 2. 256 с.
2. Белозеров Л. Г., Киреев В. А. *Композитные оболочки при силовых и тепловых воздействиях*. Москва: Физматлит, 2003. 388 с.
3. Близниченко В. В., Джур Є. О., Краснікова Р. Д. *Проектування і конструювання ракет-носіїв*. Дніпропетровськ: Вид-во ДНУ, 2007. 504 с.
4. Гайдачук А. В., Гайдачук В. Е., Кондратьев А. В., Коваленко В. А., Кириченко В. В., Потапов А. М. *Методология разработки эффективных конструктивно-технологических решений композитных агрегатов ракетно-космической техники*. Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т», 2016. Т. 2. 250 с. ISBN 978-966-662-712-7.
5. Гайдачук В. Е., Кириченко В. В., Кондратьев А. В., Танчик Е. В., Сливинский В. И., Кушнарв А. П., Коваленко В. А. Расчет головного блока ракеты-носителя «Циклон-4» при различных случаях нагружения. *Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники*: сб. матер. IV междунар. науч.-практич. конф., Днепропетровск 01—03 июня 2011 г. Днепропетровск, 2011. С. 91—97.
6. Давидсон Б. Х., Смирнов А. В., Балашов В. В. Перспективы развития авиационно-космических систем. *Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники*. 2005. С. 79—91.
7. Дегтярев А. В. *Ракетная техника. Проблемы и перспективы. Избранные научно-технические публикации*. Днепропетровск: АРТ-ПРЕСС, 2014. 420 с.
8. Дегтярев А. В., Кушнарв А. П., Гаврилко В. В., Коваленко В. А., Кондратьев А. В., Потапов А. М. Оценка несущей способности композитного фитинга системы разделения отсеков ракет-носителей. *Космическая техника. Ракетное вооружение*. 2013. Вып. 1 (103). С. 18—21.

9. Замула Г. Н., Кретов А. С. *Прочность высокотемпературных конструкций летательных аппаратов*. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2004. 468 с.
10. Кондратьев А. В., Дмитренко А. Г., Стэнли К. Д., Царицынский А. А. Анализ номенклатуры типовых композитных агрегатов ракет космического назначения и применяемых для них конструктивно-силовых схем. *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов*. 2014. Вып. 3 (79). С. 19—30.
11. Кулага Е. С., Оленин И. Г. Разработка головных обтекателей из композиционных материалов. *Воздушный транспорт*. 2006. Вып. 1. С. 418—436.
12. Линник А. К., Красникова Р. Д., Липовский В. И., Баранов Е. Ю. *Композиты в конструкциях корпусов ракет-носителей. Системный анализ проблем и перспективы разработки и применения*. Днепро: ЛИРА, 2018. 260 с.
13. Немировский Ю. В., Янковский А. П. *Рациональное проектирование армированных конструкций* (под ред. В. М. Фомина). Новосибирск: Наука, 2002. 488 с.
14. Полежаев Ю. В., Резник С. В., Баранов А. Н. *Материалы и покрытия в экстремальных условиях. Взгляд в будущее*. Москва: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2002. Т. 3. 264 с.
15. Скорород В. В., Никифоров Н. А., Резник С. В. *Материалы и покрытия в экстремальных условиях. Взгляд в будущее* (под ред. С. В. Резника). Москва: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2002. Т. 2. 296 с.
16. Тихий В. Г., Кондратьев А. В., Смоленко А. Г., Кириченко В. Л. Определение эффективного коэффициента теплопроводности сотового заполнителя методом электротепловой аналогии. *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов*. 2012. Вып. 2 (70). С. 66—76.
17. Чумаченко Е. Н., Полякова Т. В., Аксенов С. А. *Математическое моделирование в нелинейной механике (Обзор программных комплексов для решения задач моделирования сложных систем)*. Москва: Ин-т космич. исслед. РАН, 2009. 43 с.
18. Bille M., Robyn K. Practical microsat launch systems: economics and technology // AIAA/USA Conference on Small Satellites. Режим доступа: <http://digitalcommons.usu.edu>.
19. Gaidachuk V. E., Kondratiev A. V., Chesnokov A. V. Changes in the thermal and dimensional stability of the structure of a polymer composite after carbonization. *Mechanics of Composite Materials*. 2017. 52, No. 6. P. 799—806. DOI: 10.1007/s11029-017-9631-6
20. Kondratiev A. V., Prontsevych O. O. Stabilization of physical-mechanical characteristics of honeycomb filler based on the adjustment of technological techniques for its fabrication. *Eastern European Journal of Enterprise Technologies*. 2018. 5/1 (95). P. 71—77. DOI: 10.15587/1729-4061.2018.143674
21. Kondratiev A., Gaidachuk V. Weight-based optimization of sandwich shelled composite structures with a honeycomb filler. *Eastern European Journal of Enterprise Technologies*. 2019. Vol 1/1 (97). P. 24—33. DOI: 10.15587/1729-4061.2019.154928
22. Mackerle J. Finite element analyses of sandwich structures: a bibliography (1980—2001). *Engineering Computations*. 2002. No. 19:2. P. 206—245. doi/10.2514/2.991.
23. Pirk R., Desmet W., Pluymers B., Sas P., Goes Luis C. S. Vibro-acoustic Analysis of the Brazilian Vehicle Satellite Launcher (VLS) fairing. *PROCEEDINGS OF ISMA* 2002. Vol. V. P. 2075—2083.
24. Ranjan Ganguli Optimal Design of Composite Structures: A Historical Review. *Journal of the Indian Institute of Science*. 2013. No. 93(4). P. 557—570.
25. Slyvyn'sky V., Gajdachuk A., Tkachenko G., Kirichenko V., Karpikova O., Verbitskaya N. Creation of energy-saving technologies of forming articles made of polymeric composite materials. *60th International Astronautical Congress 2009*. Daejeon, South Korea. IAC-09.C2.4.9.
26. Slyvyn'sky V., Gajdachuk V., Gajdachuk A., Slyvyn'ska N. Weight optimization of honeycomb structures for space applications. *56th International Astronautical Congress 2005*. Japan, Fukuoka. IAC-05-C2.3.07.
27. Slyvyn'sky V., Gajdachuk V., Kirichenko V., Kondratiev A. Basic parameters' optimization concept for composite nose fairings of launchers (Conference Paper). *62nd International Astronautical Congress*, IAC 2011. Cape Town, 3 — 7 October 2011. Red Hook, NY: Curran, 2012. Vol. 9. P. 5701—5710.
28. Slyvyn'sky V., Slyvyn'sky M., Polyakov N., Gajdachuk A., Gajdachuk V., Kirichenko V. New concept for weight optimization of launcher nose firings made of honeycomb structures. *57th International Astronautical Congress 2006*. Valencia, Spain. IAC-06-C2. P. 1.11.
29. Slyvyn'sky V. I., Sanin A. F., Kharchenko M. E., Kondratiev A. V. Thermally and dimensionally stable structures of carbon-carbon laminated composites for space applications. *65th International Astronautical Congress*, Toronto, Canada, 29 September — 3 October 2014. IAC-14,C2,4,11,x21459.
30. Slyvyn'sky V. I., Kovalenko V. A., Kondratiev A. V., Kharchenko M. E. New possibilities in creating of effective composite size-stable honeycomb structures designed for space purposes (Conference Paper). *64th International Astronautical Congress*. IAC 2013. Beijing, China, 23—27 September 2013. Red Hook, NY: Curran, 2013. Vol. 7. P. 5643—5655.
31. Smerdov A. A. A Computational Study in Optimum Formulations of Optimization Problems on Laminated Cylindrical Shells for Buckling. I. Shells under Axial Compression. *Composite Science and Technology*. 2000. 60. P. 2057—2066.

32. Smerdov A. A. A Computational Study in Optimum Formulations of Optimization Problems on Laminated Cylindrical Shells for Buckling. II. Shells under External Pressure. *Composite Science and Technology*. 2000. 60. P. 2067—2076.
 33. Vasiliev V. V., Barynin V. A., Razin A. F. Anisogrid composite lattice structures — Development and aerospace applications. *Composite Structures*. 2012. № 94. P. 1117—1127.
 34. Webb G. Is Access to Space Really a Hurdle. *59th International Astronautical Congress* 2008. Glasgow, Scotland. IAC-08.B4.5.2.
- Стаття надійшла до редакції 05.12.2018
- ## REFERENCES
1. Bakulin V. N., Gusev E. L., Markov V. G. (2008). *Methods for optimal design and calculation of composite structures*. Moscow: Fizmatlit Publ., Vol. 2. 256. [In Russian].
 2. Belozеров L. G., Kireev V. A. (2003). *Composite shells with power and heat effects*. Moscow: Fizmatlit Publ. 388 [In Russian].
 3. Blyznychenko V. V., Dzhur Ye. O., Krasnikova R. D. (2007). *Design and construction of rockets* (ed. red. S. M. Konyukhov). Dnipropetrovs'k, DNU Publ. [In Ukrainian].
 4. Gajdachuk A. V., Gajdachuk V. E., Kondratiev A. V., Kovalenko V. A., Kirichenko V. V., Potapov A. M. (2016). *Methodology for the development of effective structural and technological solutions for composite units of rocket and space technology* (ed. A. V. Gajdachuk). Kharkiv, National Aerospace University Kharkiv Aviation Institute Publ. Vol. 2 [In Russian].
 5. Gajdachuk V. E., Kirichenko V. V., Kondratiev A. V., Tanchik E. V., Slivinskij V. I., Kushnarev A. P., Kovalenko V. A. (2011). Calculation of the head unit of the Cyclone-4 launch vehicle for various cases of loading. *Jeftektivnost sotovyh konstrukcij v izdelijah aviacionno-kosmicheskoy tehniki*. Dnepropetrovsk. No. 4. 91—97. [In Russian].
 6. Davidson B. H., Smirnov A. V., Balashov V. V. (2005). Prospects for the development of aerospace systems. *Problemy sozdaniya perspektivnoj aviacionno-kosmicheskoy tehniki*. 79—91 [In Russian].
 7. Degtjarev A. V. (2014) Rocket technology. Problems and prospects. Selected scientific and technical publications. Dnepropetrovsk, ART-PRESS Publ., 420. [In Russian].
 8. Degtjarev A. V., Kushnarev A. P., Gavrilko V. V., Kovalenko V. A., Kondratiev A. V., Potapov A. M. (2013). Estimation of the carrying capacity of the composite fitting of the carrier compartment separation system. *Kosmicheskaja tehnika. Raketnoe vooruzhenie*. No 1(103). 18—21 [In Russian].
 9. Zamula G. N., Kretov A. S. (2004). *Strength of high-temperature structures of aircraft*. Kazan', Kazan. gos. tehnij un-t Publ. 468. [In Russian].
 10. Kondratiev A. V., Dmitrenko A. G., Stjenilje K. D., Caricynskij A. A. (2014). Analysis of the nomenclature of typical composite aggregates of space rockets and the design-power circuits used for them. *Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstruksii letatel'nykh apparatov*. Vol. 3(79), 112—123 [In Russian].
 11. Kulaga E. S., Olenin I. G. (2006). Development of the head fairing of composite materials. *Vozdushnyj transport*. Vol. 1. 418—436 [In Russian].
 12. Linnik A. K., Krasnikova R. D., Lipovskij V. I., Baranov E. Ju (2018). *Composites in the construction of the body of the launch vehicles. System analysis of problems and prospects of development and application* (ed. A. V. Degtjareva). Dnipro, LIRA Publ. 260. [In Russian].
 13. Nemirovskij Ju. V., Jankovskij A. P. (2002). *Rational design of reinforced structures* (ed. V. M. Fomin). Novosibirsk, Nauka Publ. 488. [In Russian].
 14. Polezhaev Ju. V., Reznik S. V., Baranov A. N. (2002). *Materials and coatings in extreme conditions. A look into the future* (ed. Ju. V. Polezhaev, S. V. Reznik). Moscow, MG TU im. N. Je. Bauman Publ. Vol. 3. 264 [In Russian].
 15. Skorohod V. V., Nikiforov N. A., Reznik S. V. (2002). *Materials and coatings in extreme conditions. A look into the future* (ed. S. V. Reznik). Moscow, MG TU im. N. Je. Bauman Publ. Vol. 2. 296. [In Russian].
 16. Tihij V. G., Kondratiev A. V., Smolenko A. G., Kirichenko V. L. (2012). Determination of the effective thermal conductivity of honeycomb core by the method of electrothermal analogy. *Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstruksii letatel'nykh apparatov*. Vol. 2(70), 66—76. [In Russian].
 17. Chumachenko E. N., Poljakova T. V., Aksenov S. A. (2009). *Mathematical modeling in nonlinear mechanics (Review of software systems for solving problems of modeling complex systems)*. Moskva, Institut kosmicheskikh issledovanij RAN Publ. 43. [In Russian].
 18. Bille M., Robyn K. Practical microsat launch systems: economics and technology. *AIAA/USA Conference on Small Satellites*. <http://digitalcommons.usu.edu>.
 19. Gaidachuk V. E., Kondratiev A. V., Chesnokov A. V. (2017). Changes in the thermal and dimensional stability of the structure of a polymer composite after carbonization. *Mechanics of Composite Materials*. Vol. 52, No. 6, 799—806. DOI: 10.1007/s11029-017-9631-6
 20. Kondratiev A. V., Prontsevych O. O. (2018). Stabilization of physical-mechanical characteristics of honeycomb filler based on the adjustment of technological techniques for its fabrication. *Eastern European Journal of Enterprise Technologies*. Vol 5/1 (95). 71—77. DOI: 10.15587/1729-4061.2018.143674.
 21. Kondratiev A., Gaidachuk V. (2019) Weight-based optimization of sandwich shelled composite structures with a honeycomb filler. *Eastern European Journal of Enterprise Technologies*. Vol 1/1 (97). 24—33. DOI: 10.15587/1729-4061.2019.154928

22. Mackerle J. (2002). Finite element analyses of sandwich structures: a bibliography (1980–2001). *Engineering Computations*. No. 19:2. 206–245. doi/10.2514/2.991.
23. Pirk R., Desmet W., Pluymers B., Sas P., Goes Luis C. S. (2002). Vibro-acoustic Analysis of the Brazilian Vehicle Satellite Launcher (VLS) fairing. *PROCEEDINGS OF ISMA*. Vol. V. 2075–2083.
24. Ranjan Ganguli Optimal Design of Composite Structures: A Historical Review. (2013). *Journal of the Indian Institute of Science*. No. 93(4). 557–570.
25. Slyvyns'kyi V., Gajdachuk A., Tkachenko G., Kirichenko V., Karpikova O., Verbitskaya N. (2009). Creation of energy-saving technologies of forming articles made of polymeric composite materials. *60th International Astronautical Congress*. Daejeon, South Korea. IAC-09. C2.4.9.
26. Slyvyns'kyi V., Gajdachuk V., Gajdachuk A., Slyvyns'ka N. (2005). Weight optimization of honeycomb structures for space applications. *56th International Astronautical Congress*. Japan, Fukuoka. IAC-05-C2.3.07. 1–10.
27. Slyvyns'kyi V., Gajdachuk V., Kirichenko V., Kondratiev A. (2012). Basic parameters' optimization concept for composite nose fairings of launchers (Conference Paper). *62nd International Astronautical Congress*, IAC. Cape Town, 3–7 October 2011. Red Hook, NY: Curran. Vol. 9. P. 5701–5710.
28. Slyvyns'kyi V., Slyvyns'kyi M., Polyakov N., Gajdachuk A., Gajdachuk V., Kirichenko V. (2006). New concept for weight optimization of launcher nose firings made of honeycomb structures. *57th International Astronautical Congress*. Valencia, Spain. IAC-06-C2.P1.11. 1–5.
29. Slyvynskyi V. I., Sanin A. F., Kharchenko M. E., Kondratiev A. V. (2014). Thermally and dimensionally stable structures of carbon-carbon laminated composites for space applications. *65th International Astronautical Congress*, Toronto. Canada, 29 September – 3 October 2014. IAC-14,C2,4,11,x21459.
30. Slyvynskyi V. I., Kovalenko V. A., Kondratiev A. V., Kharchenko M. E. (2013). New possibilities in creating of effective composite size-stable honeycomb structures designed for space purposes (Conference Paper). *64th International Astronautical Congress*, IAC 2013. Beijing, China, 23–27 September. Red Hook, NY: Curran, Vol. 7., 5643–5655.
31. Smerdov A. A. (2000). A Computational Study in Optimum Formulations of Optimization Problems on Laminated Cylindrical Shells for Buckling. I. Shells under Axial Compression. *Composite Science and Technology*. No. 60. 2057–2066.
32. Smerdov A. A. (2000). A Computational Study in Optimum Formulations of Optimization Problems on Laminated Cylindrical Shells for Buckling. II. Shells under External Pressure. *Composite Science and Technology*. No. 60. 2067–2076.
33. Vasiliev V. V., Barynin V. A., Razin A. F. (2012). Anisogrid composite lattice structures. Development and aerospace applications. *Composite Structures*. No 94. 1117–1127.
34. Webb G. (2008). Is Access to Space Really a Hurdle. *59th International Astronautical Congress*. Glasgow, Scotland. IAC-08.B4.5.2.

Received 05.12.2018

А. В. Кондратьев¹, В. О. Коваленко²

¹ Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна

² Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна

ОПТИМІЗАЦІЯ ПРОЕКТНИХ ПАРАМЕТРІВ КОМПОЗИТНОГО ГОЛОВНОГО ОБТІЧНИКА РАКЕТИ-НОСІЯ ПРИ ОДНОЧАСНОМУ СИЛОВОМУ І ТЕПЛОВИМУ НАВАНТАЖЕННІ

Викладено основні аспекти багатоетапної методики оптимізації за масою основних конструктивних елементів композитного головного обтічника ракети-носія при одночасному тепловому і силовому навантаженні. Методику реалізовано у рамках запропонованого раніше комплексного підходу інтегрального проектування агрегатів розглянутого класу техніки. Отримані результати дозволяють для практично всього спектру зовнішніх навантажень на головний обтічник проводити одночасну оптимізацію глибокого рівня в кожному відсіку товщини теплозахисного покриття, схеми армування і структури несучих обшивок, висоти стільникового заповнювача і геометричних параметрів його чарунки, а також параметрів додаткового силового набору. При цьому забезпечуються допустимі діапазони температур зовнішньої і внутрішньої поверхонь розглянутого агрегата, несуча здатність його оптимального варіанта у всіх критичних зонах з урахуванням погіршень фізико-механічних характеристик застосовуваних матеріалів від теплового впливу і виконання додаткових функціональних і технологічних обмежень. Реалізація запропонованої методики при оптимізації за масою конструктивних параметрів конкретного реального виробу — головного обтічника ракети-носія «Циклон-4» — виявила її ефективність, що проявилось у значному зменшенні маси оптимального виробу порівняно з вихідним його варіантом.

Ключові слова: оптимізація, композит, теплозахист, тепловий і силовий вплив, конструктивно-силова схема, головний обтічник.

A. V. Kondratiev ¹, V. O. Kovalenko ²

¹ National Aerospace University

“Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine

² Pivdenne State Design Office, Dnipro, Ukraine

OPTIMIZATION OF DESIGN PARAMETERS OF THE MAIN COMPOSITE FAIRING OF THE LAUNCH VEHICLE UNDER SIMULTANEOUS FORCE AND THERMAL LOADING

Main aspects of multi-stage optimization of the mass of main structural elements of launch vehicle's composite protective fairing under the simultaneous thermal and force loading are outlined. The technique is implemented within the integrated approach to the integrated design of the considered class of engineering proposed earlier. The obtained results allow a deep level of simultaneous optimization of thermal protection thickness, layout and arrangement of bearing skins, the height

of honeycomb core and geometric parameters of its cell, as well as additional structural parameters for the almost entire range of external loads affecting the protective fairing. At the same time, the allowable temperature ranges of outer and inner surfaces of the considered unit are provided, as well as its rational design's bearing capacity in all critical areas, taking into account the heat-caused deterioration of physical and mechanical properties of materials used and the implementation of additional functional and technological constraints. Implementation of the proposed methodology for optimizing the structural parameters of a particular real product — the protective fairing of the “Cyclone-4” launch vehicle — revealed its effectiveness expressed in a significant reduction in mass of the optimal design compared to the original one.

Keywords: optimization, composite, thermal protection, thermal and force loading, structural-power circuit, protective fairing.