

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ГОЛОВНЫХ ОБТЕКАТЕЛЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ ТЕПЛОВОМ И СИЛОВОМ ВОЗДЕЙСТВИЯХ

Существующие на сегодняшний день тенденции развития мировой и отечественной ракетно-космической техники направлены на все большее увеличение габаритов и массы выводимого на орбиту полезного груза (ПГ), что в свою очередь повышает требования к головным обтекателям (ГО) ракет-носителей (РН) [1].

Хотя время эксплуатации ГО в полете составляет всего несколько минут, его конструкция при минимальной массе должна обеспечить целостность, работоспособность и защиту от разогрева ПГ при прохождении РН плотных слоев атмосферы [2, 3].

В настоящее время для ГО используется две основные конструктивно-силовые схемы (КСС) – подкрепленная оболочка или сэндвичевая (трехслойная) с различными видами наполнителей [4 – 6]. Главной особенностью этих КСС является то, что нагрузка в основном воспринимается обшивкой, а ребра или наполнитель обеспечивает изгибную жесткость и сопротивляемость потере устойчивости. В качестве конструкционных материалов для несущих слоев ГО все шире применяются высокопрочные и высокомодульные полимерные композиционные материалы (ПКМ) из углепластика, стеклопластика, органопластика и наполнителя сотовой структуры [4 – 6].

В силу того, что в процессе эксплуатации ГО подвержен как силовому (аэродинамическому, инерциальному, динамическому), так и интенсивному тепловому воздействию, при его проектировании необходимо обеспечить не только несущую способность его конструкции с учетом наличия повышенных температур, но и обеспечить допустимые диапазоны температур наружной и внутренней поверхностей его силовых оболочек.

Величину температуры наружной поверхности силовых оболочек обычно стараются обеспечить такой, при которой не происходят структурные превращения в ПКМ (обычно это температура стеклования) и не нарушаются адгезионные свойства применяемых клеев. При этом для обеспечения допустимого диапазона температур применяются всевозможные теплозащитные покрытия, масса которых может быть соизмеримой, а в некоторых случаях даже больше, чем собственно масса силовой оболочки [7].

В зависимости от степени включения в обеспечение несущей способности конструкции все теплозащитные покрытия можно подразделить на две группы: с несущим корпусом (интегрального типа) и присоединенные, которые не выполняют силовых функций [8]. При этом для изготовления теплозащиты могут использоваться как

разрушающиеся, так и неразрушающиеся материалы [8]. Определение расчетных тепловых режимов, выбор рациональных параметров теплозащитного покрытия и его толщины является сложной проблемой. Для конструкций данного класса тепловая защита в полной мере обеспечивается применением аблирующих (разрушающихся) теплозащитных покрытий, отдельному расчету и выбору параметров которых посвящены работы [8 – 10], в которых приведены основные расчетные схемы различных теплозащитных материалов и обобщены методы определения их основных характеристик.

Допустимый диапазон температур для внутренней поверхности силовых оболочек ГО определяется существующими жесткими требованиями к его внутреннему пространству, где размещен ПГ [3, 4]. В этом случае допустимый диапазон температур можно обеспечить не только наружным теплозащитным покрытием ГО, но учетом при его проектировании теплоизолирующих свойств применяемых материалов, особенностей их КСС. Например, в работах [11, 12] указывается, что применение СЗ в конструкциях, подверженных тепловому воздействию, позволяет существенно снизить массу необходимой теплоизоляции.

Допустимые температуры наружной и внутренней поверхностей силовых оболочек в свою очередь определяют величину температурного градиента. Возникающие вследствие его появления температурные напряжения в элементах конструкции ГО являются фактором, который в сочетании с регламентированным силовым воздействием оказывает значительное влияние на несущую способность [13 – 15].

Температурное воздействие на ГО вызывает в применяемых конструкционных материалах также нелинейные физико-химические явления, которые часто ведут к снижению несущей способности изделия [13 – 15].

Для конструкций из ПКМ к таким явлениям относятся структурные фазовые превращения, взаимодействие компонентов, расслоение, температурные и структурные напряжения, изменение теплофизических, упругих, прочностных и других характеристик [16 – 18]. При этом необходимо описание процессов теплопроводности, термо- и вязкоупругости, кинетики химических реакций, диффузии, а также определение большого количества теплофизических и механических характеристик материалов [16 – 18].

Решению задач по расчету предельного состояния композитных конструкции при силовых и тепловых воздействиях посвящен ряд работ [16, 19], в которых систематизированы методы определения предельных нагрузок для оболочек из ПКМ, находящихся в условиях неоднородного и нестационарного поля температур.

Большинство предложенных в этих работах методов реализуют близкие аналитические математические модели, которые рассчитаны на отдельно рассматриваемый вид нагружения. Для ГО характерно

одновременное воздействие различных видов нагружения в сочетании с наличием температурного поля, что не позволяет широко использовать эти методы для практического решения задачи выбора рациональных параметров его КСС.

Рассмотренные выше сложности, возникающие при проектировании ГО, являются основной причиной того, что в инженерной практике задачу выбора конструктивных параметров силовой конструкции и теплозащитного покрытия обычно разделяют на две обособленные (так называемый дифференциальный подход). Сначала выбирают параметры теплозащиты, обеспечивающей заданный температурный режим конструкции ГО, а затем проектируют композитные силовые многоотсековые оболочки. Такой подход в итоге приводит к существенному увеличению массы готового изделия.

Современный уровень развития интегрированных компьютерных технологий проектирования позволяет подойти к решению данной проблемы путем разработки методики интегрального проектирования ГО различной КСС при одновременном тепловом и силовом воздействиях в рамках ранее предложенной автором в работе [20] концепции оптимизации основных параметров конструкций авиакосмической техники из ПКМ (рис. 1).



Рисунок 1 – Укрупненная блок-схема концепции оптимизации проектных параметров ГО из ПКМ

Отличительной чертой предлагаемой концепции оптимизации проектных параметров изделий из ПКМ является не столько обеспечение снижения дорогостоящей полетной массы конструкции, сколько получение от нее максимальной целевой отдачи, которая на базе интегрированной компьютеризации всего жизненного цикла проектируемого объекта одновременно включала бы в себя решение задач проектирования, технологии производства, эксплуатации, экологии и безопасности производственной жизнедеятельности.

В данной статье в силу масштабности реализации предложенной концепции касательно ГО рассмотрим только задачу его оптимального проектирования при одновременном тепловом и силовом воздействиях в аспекте одной составляющей проблемы – обеспечения несущей способности при минимальной массе.

В качестве исходных данных на проектирование ГО выступает техническое задание, которое содержит предъявляемые к нему основные требования. Эти данные поступают в оптимизационный цикл. В данный цикл также поступает обобщенная на базе накопленного опыта проектирования для конкретного класса конструкций информация о возможных КСС ГО и применяемых для его изготовления конструкционных материалах. Целенаправленный анализ отечественного и зарубежного опыта проектирования ГО [1 – 6] позволил выделить, как уже отмечалось, две применяемые КСС: подкрепленная и сэндвичевая оболочки. Для этих двух КСС в оптимизационном цикле при выбранном критерии эффективности разрабатываются соответствующие математические модели, устанавливаются переменные проектирования, варьированием которых будет достигнут оптимальный результат, назначаются ограничения при оптимизации. В качестве последних могут выступать ограничения на технологические возможности производственной базы, экономические составляющие, особенности эксплуатационности, а также учитывающие аспекты охраны труда.

После получения оптимальных параметров при одном выбранном критерии эффективности для всего множества рассматриваемых КСС дальнейшее решение данной многокритериальной проблемы видится в применении понятия Парето-оптимальных решений, учитывающих другие возможные критерии эффективности [21].

К сожалению, объем статьи не позволяет представить алгоритмы оптимизации для всего множество рассматриваемых проектных параметров КСС. Ниже (рис. 2) представлена принципиальная блок-схема разработанного автором многоэтапного алгоритма оптимизации по массе основных конструктивных элементов для ГО с наиболее применяемой в настоящее время КСС [4, 5] – сэндвичевой с сотовым наполнителем (СЗ) при одновременном тепловом и силовом воздействиях.

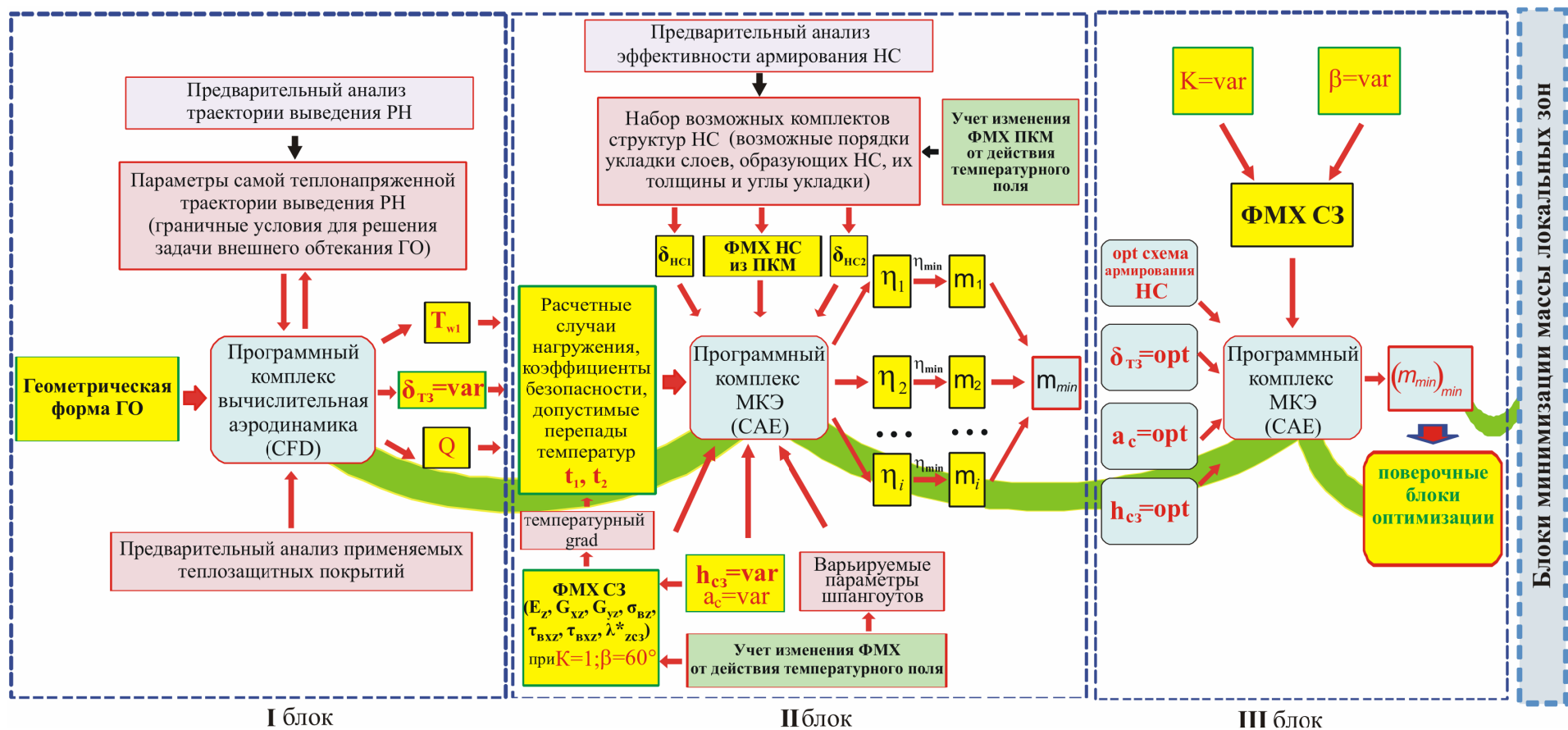


Рисунок 2 – Один из возможных алгоритмов минимизации массы конкретной КСС, поступающей в общий оптимизационный цикл – алгоритм минимизации массы сэндвичевого с СЗ ГО при одновременном тепловом и силовом нагружениях

В первом блоке предлагаемого алгоритма оптимизации проводится предварительный анализ применяемых теплозащитных покрытий. 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 теплозащитного покрытия для различных участков ГО.

Граничными условиями для расчетов теплозащитных покрытий ГО является аэродинамический тепловой поток и максимальное значение температуры конструкции ГО, величины которых в процессе полета зависят от множества явлений. Так, например, их максимальные величины в значительной степени зависят от пограничного слоя и момента времени, когда в полете произошла смена турбулентного режима обтекания на ламинарный [15, 22].

При проведении расчетов тепловых режимов ГО на активном участке траектории обычно проводится или летный эксперимент по измерению аэродинамических тепловых потоков [22], или газодинамический эксперимент на масштабной модели [15], 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.

Учитывая сказанное выше и базируясь на современных достижениях вычислительной техники применительно к газо- и гидродинамике [23, 24], представляется оправданным при отсутствии регламентированного теплового нагружения на ГО (Q , T_{w1}) проведение в пакете по моделированию внешнего обтекания (CFD) ряда численных экспериментов по определению этих параметров. При этом можно использовать результаты и рекомендации работ [15, 22], касающихся специфики режима обтекания и параметров пограничного слоя.

Нормированные или полученные расчетным путем тепловой поток Q и температура наружной поверхности ГО T_{w1} , осредненная в рамках каждого отсека ГО, используются во втором блоке.

Второй блок предлагаемого многоэтапного алгоритма оптимизации по массе решает задачу выбора оптимального соотношения толщины теплозащиты $\delta_{ТЗ}$, высоты СЗ $h_{СЗ}$, размера ячейки СЗ a_c и толщины наружного $\delta_{НС1}$ и внутреннего несущего слоя (НС) $\delta_{НС2}$ 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 [11, 12], теплоизолирующие свойства сотов в основном зависят от высоты и плотности, которая в большей степени определяется размером ячейки, а в меньшей – другими параметрами: углом раскрытия β и коэффициентом формы K . При этом для определения зависимости упругих ФМХ СЗ от высоты могут быть использованы полученные нами в [25] откорректированные выражения работы [11].

Вектор проектных параметров примет вид

$$\{X_{opt}\} = \begin{cases} (\text{структура и схема армирования наружного НС} - \delta_{НС1})_i \\ (\text{структура и схема армирования внутреннего НС} - \delta_{НС2})_i \\ (\text{высота СЗ} - h_{сз})_i \\ (\text{размер ячейки СЗ} - a_c)_i \\ (\text{толщина теплозащиты} - \delta_{ТЗ})_i \\ (\text{параметры поперечного сечения шпангоутов})_i \end{cases}, \quad (1)$$

где $i = 1, 2, \dots, n$ (n – число отсеков).

Для определения при оптимизации ограничений, обеспечивающих допустимые диапазоны температур, рассмотрим малый участок ГО, который можно представить в виде многослойной плоской стенки (рис. 3).

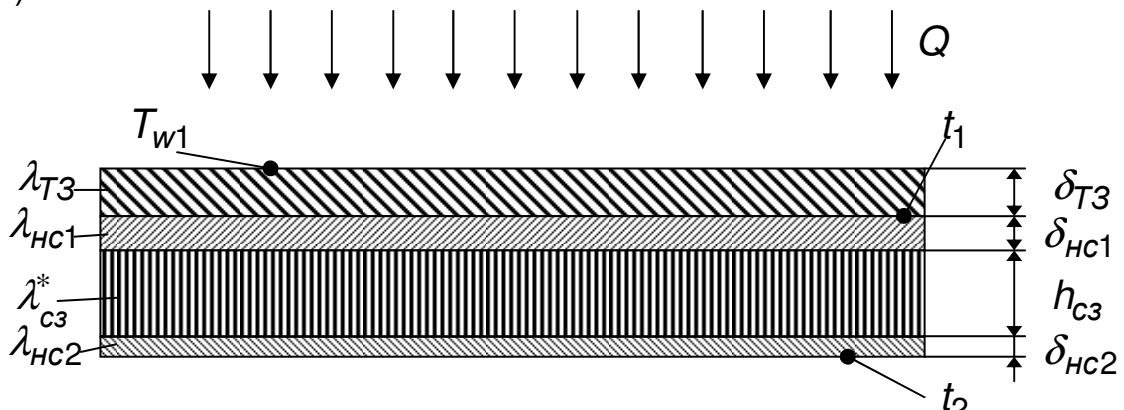


Рисунок 3 – Малый участок регулярной зоны ГО, представленный в виде многослойной плоской стенки

При определении ограничений будем рассматривать стационарный кондуктивный тепловой удельный поток Q , характеризуемый 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. Тогда, задавшись величиной теплового потока Q и температурой наружной поверхности ГО T_{w1} , полученных в первом блоке оптимизации, оценим

возможный перепад температур в рассматриваемой многослойной стенке:

$$t_1 = T_{w1} - Q \frac{\delta_{ТЗ}}{\lambda_{ТЗ}} \leq [t_1]; \quad (2)$$

$$t_2 = T_{w1} - Q \left(\frac{\delta_{ТЗ}}{\lambda_{ТЗ}} + \frac{\delta_{НС1}}{\lambda_{НС1}} + \frac{h_{СЗ}}{\lambda_{СЗ}^*} + \frac{\delta_{НС2}}{\lambda_{НС2}} \right) \leq [t_2], \quad (3)$$

где $[t_1]$ – величина допустимой температуры наружной поверхности сэндвичевой оболочки, которая зависит от начала структурных превращений в применяемых ПКМ; $[t_2]$ – величина допустимой температуры для внутренней поверхности сэндвичевых оболочек, определяемая существующими жесткими требованиями к внутреннему пространству ГО; $\lambda_{ТЗ}$, $\lambda_{НС1}$, $\lambda_{НС2}$ – коэффициенты теплопроводности теплозащиты и ПКМ наружного и внутреннего НС, определяемые по справочной литературе; $\lambda_{СЗ}^*$ – эффективный коэффициент теплопроводности СЗ.

В силу того, что СЗ является дискретной конструкцией, состоящей из связанных между собой регулярно повторяющихся пластин из одного и двух слоев фольги, в настоящее время отсутствуют общепринятые зависимости для определения коэффициента его теплопроводности. В работах [11, 12] приводятся экспериментальные данные, связывающие коэффициент теплопроводности СЗ с его высотой и плотностью. Кроме того его величина существенным образом зависит и от клеевой прослойки, соединяющей СЗ с НС, которая может наноситься или только на торцы сотов, или на всю поверхность НС. Для определения этого коэффициента может быть использован метод электротепловой аналогии [26], в соответствии с которым СЗ можно рассматривать как систему последовательно и параллельно соединенных кондуктивных термических сопротивлений фольги, воздуха, клеевой прослойки, соединяющей грани фольги и клеевого слоя, связывающего СЗ с НС [27].

Для более точной оценки вклада других механизмов передачи тепла внутри сотов можно использовать полученные в работах [28 – 29] приближенные решения интегро-дифференциальных уравнений стационарной теплопроводности и лучистого обмена цилиндрической ячейки.

В качестве ограничений при оптимизации, касающихся несущей способности конструктивных элементов ГО, для изотропных материалов применим критерий Мизеса (критерий энергии формоизменения), который определяет момент исчерпания несущей способности сравнением величины эквивалентного напряжения с пределом текучести используемого материала. Для слоев, образующих НС, может быть использован послойный анализ по критерию Мизеса – Хилла. При

определении потребных запасов прочности СЗ используются прочностные характеристики для приведенного ортотропного заполнителя, определяемые по приближенным формулам работ [11, 12]. В качестве активного ограничения в блоке выступает также запас устойчивости моделируемого объекта в целом $\eta_{уст}$. Для учета снижения ФМХ применяемых материалов от действия температурного поля в комплексе МКЭ осуществляется задание графиков зависимостей этих ФМХ от температуры, представленных в справочной литературе. Различные методики и алгоритмы прогнозирования температурной зависимости ФМХ для слоистых ПКМ изложены в работе [17].

Для учета воздействия температурного поля на ГО его модель МКЭ должна быть нагружена температурным градиентом, который в свою очередь зависит от вектора проектных параметров (1):

$$|grad(T)| = \frac{T_{w1} - t_2}{\delta_{ТЗ} + \delta_{НС1} + h_{СЗ} + \delta_{НС2}}. \quad (4)$$

Выражение (4) с учетом (3) примет вид

$$|grad(T)| = \frac{Q}{\delta_{ТЗ} + \delta_{НС1} + h_{СЗ} + \delta_{НС2}} \left(\frac{\delta_{ТЗ}}{\lambda_{ТЗ}} + \frac{\delta_{НС1}}{\lambda_{НС1}} + \frac{h_{СЗ}}{\lambda_{СЗ}^*} + \frac{\delta_{НС2}}{\lambda_{НС2}} \right). \quad (5)$$

В качестве минимизируемой целевой функции принята масса конструкции, равная сумме масс конструктивных составляющих ГО (теплозащита, НС, СЗ и шпангоутов) во всех отсеках:

$$M = (m_{НС}[\{\delta_1, \delta_2\}]_i + m_{ТЗ}[\{\delta_{ТЗ}\}]_i + m_{СЗ}[\{h_{СЗ}\}, \{a_c\}]_i + m_{шп}), \quad (6)$$

где M – общая масса конструкции; $m_{НС}[\{\delta_1, \delta_2\}]_i$, $m_{ТЗ}[\{\delta_{ТЗ}\}]_i$, $m_{СЗ}[\{h_{СЗ}\}, \{a_c\}]_i$, $m_{шп}$ – соответственно масса НС, теплозащиты, СЗ в i -м отсеке, масса шпангоутов.

Минимизируя целевую функцию (6), оптимизационный модуль комплекса МКЭ проводит полный перебор заданных для него проектных параметров (1) при одновременном удовлетворении ограничений на допустимые диапазоны температур (2), (3) и обеспечении несущей способности для регламентированного числа нормированных случаев нагружения с учетом снижения ФМХ применяемых материалов и возникающих от температурного градиента (5) напряжений.

В результате проведения оптимизации в данном блоке решается задача выбора рационального соотношения толщины теплозащиты, толщин наружного и внутреннего НС (с соответствующей им оптимальной схемой армирования), высоты СЗ и размера его ячейки для правильной шестигранной формы.

Для дополнительного снижения массы ГО предусмотрено использование третьего блока оптимизации по массе, в котором проводится выбор рациональных параметров ячейки СЗ неправильной шестигранной формы. Для этого фиксированные значения полученных оптимальных параметров второго блока оптимизации поступают в

третий блок, где путем варьирования угла раскрытия ячейки β и коэффициента ее формы K в каждом из отсеков ГО оптимизируется структура СЗ.

После определения оптимальных параметров ячейки СЗ полученные данные поступают в поверочные блоки оптимизации, где могут проводиться всевозможные поверочные расчеты оптимального варианта конструкции ГО. Например, это может быть проведение численного эксперимента по решению нестационарной тепловой задачи с учетом излучения для определения уточненных температурных полей в полученной оптимальной конструкции ГО, проверка местных форм потери устойчивости конструктивных элементов ГО с учетом наличия температурного поля, оценка локальных прогибов НС и т.п.

Необходимость наличия данных поверочных блоков является обязательным условием и вызвана тем фактом, что технически невозможно реализовать оптимизацию по массе параметров объекта, представленного во всех тонкостях его конструктивных элементов.

Предложенные блоки минимизации массы ГО решают задачу оптимизации параметров в регулярной зоне конструкции. Последующие блоки используются для определения оптимальных параметров теплозащиты, НС и СЗ в локальных зонах (всевозможные технологические и эксплуатационные люки, зоны стыков и т.п.), для оптимизации параметров которых используются другие расчетные схемы, учитывающие специфику их термического и силового нагружения.

Список использованных источников

1. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное» / под. ред. С.Н. Конюхова. – Днепропетровск: ООО «КолорГраф», ООО РА «Тандем-У», 2001. – 240 с.

2. Грабин Б.В. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов: учеб. / Б.В. Грабин, О.И. Давыдов, В.И. Жихарев; под общ. ред. В.П. Мишина, В.К. Карраска. – М.: Машиностроение, 1991. – 416 с.

3. Проектування і конструювання ракет-носіїв: підруч. / В.В. Близниченко, Є.О. Джур, Р.Д. Краснікова та інш; за ред. С.М. Конюхова. – Дніпропетровськ: Вид-во ДНУ, 2007. – 504 с.

4. Кулага Е.С. Разработка головных обтекателей из композиционных материалов / Е.С. Кулага, И.Г. Оленин // Научно-технические разработки ОКБ-23 – КБ «Салют»; под общ. ред. Ю.О. Бахвалова. – 2006. – Вып 1. – С. 418 – 435.

5. Основные конструкторско-технологические решения по разработке трехслойной сотовой конструкции головного обтекателя для ракеты-носителя «Зенит-2М» / Ю.Г. Артеменко, А.П. Кушнарв, В.С. Петропольский и др. // Эффективность сотовых конструкций в

изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов III междунар. науч.-практ. конф. / Укр. НИИ технологий машиностроения. – Днепропетровск, 2009. – С. 38 – 45.

6. Анизотридные композитные сетчатые конструкции – разработка и приложение к космической технике / В.В. Васильев, В.А. Барынин, А.Ф. Разин и др. // Композиты и наноструктуры. – 2009. – № 3. – С. 38 – 50.

7. Головной обтекатель РКН «Циклон-4». Геометрические параметры и действующие нагрузки: техн. справка / ГП «КБ «Южное»». – Циклон-4.22.7477.103СТ. – Днепропетровск, 2008. – 50 с.

8. Полежаев Ю.В. Материалы и покрытия в экстремальных условиях. Взгляд в будущее / Ю.В. Полежаев, С.В. Резник, Э.Б. Василевский; под ред. С.В. Резника. – В 3 т. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. – Т. 1. – 224 с.

9. Полежаев Ю.В. Тепловая защита / Ю.В. Полежаев, Ф.Б. Юревич. – М.: Энергия, 1976. – 392 с.

10. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике: учеб. / В.С. Авдеевский, Б.М. Галицкий, Г.А. Глебов и др.; под общ. ред. В.С. Авдеевского, В.К. Кошкина. – М.: Машиностроение, 1992. – 528 с.

11. Панин В.Ф. Конструкции с наполнителем: справ. / В.Ф. Панин, Ю.А. Гладков. – М.: Машиностроение, 1991. – 271 с.

12. Справочник по композиционным материалам: пер. с англ. / под ред. Дж.Любина. – В 2 кн. – М.: Машиностроение, 1988. – Кн. 2. – 584 с.

13. Марченко В.М. Температурные поля и напряжения в конструкции летательных аппаратов / В.М. Марченко. – М.: Машиностроение, 1965. – 298 с.

14. Житомирский В.К. Проблемы высоких температур в авиационных конструкциях: пер. с англ. / В.К. Житомирский, Б.И. Котловой; под ред. Г.В. Ужика // сб. статей. – М.: Изд-во иностр. лит., 1961. – 596 с.

15. Полежаев Ю.В. Материалы и покрытия в экстремальных условиях. Взгляд в будущее / Ю.В. Полежаев, С.В. Резник, А.Н. Баранов; под ред. Ю.В. Полежаева, С.В. Резника. – В 3 т. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. – Т. 3. – 264 с.

16. Белозеров Л.Г. Композитные оболочки при силовых и тепловых воздействиях / Л.Г. Белозеров, В.А. Киреев. – М.: Ф., 2003. – 388 с.

17. Скудра А.А. Микроструктурный метод прогнозирования температурной зависимости упругих свойств армированных пластиков / А.А. Скудра // Механика композитных материалов. – 1990. – Вып.4. – С. 594 – 598.

18. Формалев В.Ф. Моделирование теплового состояния композиционных материалов / В.Ф. Формалев, С.А. Колесник, С.В. Миканев // Теплофизика высоких температур. – 2003. – Т.41. – № 6. – С. 935 – 941.

19. Воробей В.В. Расчет термонапряженных конструкций из композиционных материалов / В.В. Воробей, Е.В. Морозов, О.В. Татарников. – М. : Машиностроение, 1992. – 240 с.

20. Кондратьев А.В. Концепция оптимизации основных параметров конструкций авиакосмической техники из полимерных композиционных материалов / А.В. Кондратьев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – Вып. 5(72). – С.13 – 18.

21. Подиновский В.В. Парето-оптимальные решения многокритериальных задач / В.В. Подиновский, В.Д. Ногин. – М.:Наука, 1982. – 256 с.

22. Юрченко И.И. Экспериментально-аналитическая методика определения тепловых потоков на поверхности космических головных частей в полете : автореф. дис. ... канд. техн. наук : 05.07.02, 05.07.07 / Юрченко Ирина Ивановна; Гос. косм. науч.-произв. центр им. М.В. Хруничева. – 2006. – 30 с.

23. SolidWorks. Компьютерное моделирование в инженерной практике / А.А. Алямовский, А.А. Собачкин, Е.В. Одинцов и др. – СПб.: БХВ-Петербург, 2005. – 800 с.

24. Хитрых Д. ANSYS Fluent: стратегия лидерства в CFD-приложениях / Д. Хитрых // ANSYS Solutions. Русская редакция. – 2007. – № 5. – С. 2 – 11.

25. Гайдачук В.Е. Корректировка существующих аналитических зависимостей физико-механических характеристик сотового заполнителя с учетом его высоты / В.Е. Гайдачук, В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2008. – Вып. 40. – С. 5 – 12.

26. Уонг Х. Основные формулы и данные по теплообмену для инженеров: справ. : пер. с англ. / Х. Уонг. – М.: Атомиздат, 1979. – 213 с.

27. Тихий В.Г. Исследование тепловой деформативности каркасов панелей солнечных батарей для микроспутников / В.Г. Тихий, В.Д. Примаков, В.В. Судницын // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2006. – Вып. 1 – 2. – С. 168 – 177.

28. Замула Г.Н. Об эффективной теплопроводности сотового заполнителя / Г.Н.Замула // Исследования по теплопроводности; под ред. А.В. Лыкова, Б.М. Смольского. – Мн., 1967. – С. 255 – 261.

29. Замула Г.Н. Определение эффективной теплопроводности и излучательной способности многослойных и подкрепленных конструкций / Г.Н.Замула, С.Н. Иванов // Ученые записки ЦАГИ. – 1970. – Т.1. – № 1. – С. 116 – 123.

Поступила в редакцию 10.12.2010.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. М.Ю. Русин,
Обнинское научно-производственное объединение
«Технология», РФ, г. Обнинск*