

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАСПОЛОЖЕНИЯ МЕЖПАНЕЛЬНЫХ КРОНШТЕЙНОВ КОРПУСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

А.А. Боровиков¹

borovic68@mail.ru

А.Г. Леонов^{1,2}

vpk@npomash.ru

О.Н. Тушев²

kafsm2@bmstu.ru

¹ АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов,
Московская обл., Российская Федерация

² МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Приведена методика оперативного определения минимального числа межпанельных кронштейнов негерметичного корпуса космического аппарата и мест их установки с помощью топологической оптимизации для удовлетворения требований динамической совместимости космического аппарата с ракетой-носителем. Кронштейны предназначены для соединения между собой сотовых панелей корпуса космического аппарата, являющихся основой конструктивно-силовой схемы его корпуса. Методику следует использовать на ранних этапах проектирования изделий (аван-проект и эскизный проект) для оперативного получения конструктивно-силовой схемы. Приведены общий подход к использованию методики, а также ее подробное описание на примере тестовой задачи с применением программного пакета MSC.Patran/Nastran. Математически сформулирована задача оптимизации и описан выбор ее параметров. Приведены основные достоинства и недостатки данной методики по сравнению с классическим применением топологической оптимизации. Результаты, полученные по предлагаемой методике, можно использовать как рекомендации при разработке конструкторской документации инженерами-конструкторами. Указано возможное дальнейшее развитие методики

Ключевые слова

Топологическая оптимизация, методика, метод конечных элементов, динамическая совместимость, космический аппарат

Поступила 10.04.2019

© Автор(ы), 2019

Работа поддержана грантом РФФИ № 17-08-01468а

Введение. При разработке автоматического космического аппарата (КА) особое внимание уделяется выполнению требований динамической совместимости (требований по частотам) его с ракетой-носителем (РН) [1]. При этом важнейшим параметром, влияющим на частоты основных тонов собственных колебаний КА, является конструктивно-силовая схема (КСС) корпуса КА. Как правило, типичный корпус КА представляет собой конструкцию из сотовых панелей, соединенных межпанельными кронштейнами.

Обычно при разработке КСС инженер-конструктор выдает исходные данные инженеру-расчетчику в виде размеров панелей в плоскости установки приборов и области возможной установки межпанельных кронштейнов, а инженер-расчетчик на основе имеющегося опыта и предварительных расчетов определяет необходимые места установки межпанельных кронштейнов и толщины сотовых панелей, причем не всегда оптимально и оперативно.

На ранних этапах разработки КА (аванпроект, эскизный проект) в целях провязки исходных данных необходимо оперативно выдавать предложения по КСС корпуса. Помочь в этом может топологическая оптимизация [2, 3].

Топологическая оптимизация в классической постановке предполагает получение непосредственно конструкции силовых деталей [4–11]. В настоящей работе рассмотрена возможность использования топологической оптимизации для определения числа и мест установки межпанельных кронштейнов, а не их конструкции.

Научная новизна работы заключается в расширении области применения топологической оптимизации: определение мест установки межпанельных кронштейнов или, другими словами, определение требуемых мест наложения связей между сотовыми панелями.

Цель настоящей работы — разработка методики оперативного определения минимального числа межпанельных кронштейнов и мест их установки на ранних этапах проектирования (аванпроект, эскизный проект) с использованием топологической оптимизации для выполнения требований динамической совместимости КА с РН.

Описание методики. Суть методики заключается в моделировании области возможной установки межпанельных кронштейнов простой геометрии (прямоугольные параллелепипеды), состоящей из СНЕХА конечных элементов (КЭ) [12] и соединяющей между собой сотовые панели (рис. 1). Затем проводится топологическая оптимизация для определения числа и мест установки межпанельных кронштейнов.

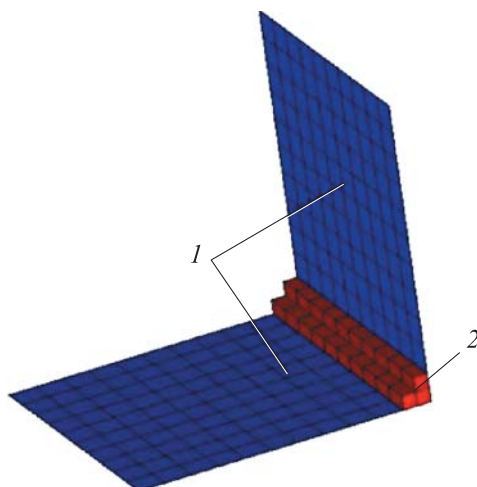


Рис. 1. Схемы расчетных КЭ-моделей:

1 — сотовых панелей; 2 — возможной установки межпанельных кронштейнов (проектная область)

При решении задачи делаются следующие допущения.

Межпанельные кронштейны абсолютно жесткие по отношению к сотовым панелям, для этого модуль упругости изотропного материала кронштейнов задается на несколько порядков больше модуля упругости материала сотовых панелей.

Масса кронштейнов мала по отношению к массе КА и практически не влияет на частотные характеристики системы, поэтому плотность материала кронштейнов условно равна 1 кг/м^3 .

Таким образом, проектная область обеспечивает абсолютно жесткую связь между сотовыми панелями.

Данная задача решается с помощью топологической оптимизации с использованием метода SIMP [13].

Для определения минимального числа межпанельных кронштейнов в качестве целевой функции используем массу проектной области, которую требуется минимизировать:

$$\begin{aligned} \min_{x_i \in [0; 1]} M^{\text{п.о}} &= \min_{x_i \in [0; 1]} \sum_{i=1}^{n^{\text{КЭ п.о}}} \rho_i^{\text{КЭ п.о}} V_i^{\text{КЭ п.о}} = \\ &= \min_{x_i \in [0; 1]} \sum_{i=1}^{n^{\text{КЭ п.о}}} x_i \rho_{\text{мат}} V_i^{\text{КЭ п.о}}, \end{aligned} \quad (1)$$

где $x_i = \rho_i^{\text{КЭ п.о}} / \rho_{\text{мат}}$ — проектная переменная, являющаяся безразмерной плотностью материала i -го КЭ проектной области, $\rho_i^{\text{КЭ п.о}}$ — плот-

ность материала i -го КЭ проектной области, $\rho_{\text{мат}}$ — плотность исходного материала; $M^{\text{п.о}}$ — масса проектной области; $n^{\text{КЭ п.о}}$ — число КЭ проектной области; $V_i^{\text{КЭ п.о}}$ — объем i -го КЭ проектной области.

Для удовлетворения требований по частотам основных тонов собственных колебаний КА необходимо задать ограничение по нижней границе частоты первого основного тона собственных колебаний КА:

$$f_1 \geq c_{f_1}^{\text{н}}, \quad (2)$$

где $c_{f_1}^{\text{н}}$ — нижняя граница ограничения частоты первого основного тона собственных колебаний КА.

Результатом проведения топологической оптимизации является распределение плотностей в проектной области (области возможной установки межпанельных кронштейнов). Затем удаляются элементы с низкой плотностью. Оставшиеся элементы проектной области с высокой плотностью являются потребными областями установки межпанельных кронштейнов.

Определение конструкции межпанельных кронштейнов — это отдельная задача и в настоящей статье не рассматривается.

Предлагаемая методика состоит из следующих основных этапов:

- разработка геометрической модели;
- разработка расчетной КЭ-модели на основе геометрической;
- задание параметров оптимизации;
- топологическая оптимизация;
- анализ результатов в целях определения числа и требуемых областей установки межпанельных кронштейнов;
- проверочные расчеты.

Рассмотрим более подробно использование предложенной методики на примере тестовой задачи.

Решение тестовой задачи. Объектом задачи является прототип КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) массой ~ 250 кг (рис. 2). Первая частота основных собственных колебаний КА должна быть не ниже 45 Гц ($c_{f_1}^{\text{н}} = 45$ Гц).

Задача оптимизации решается в программном комплексе КЭ моделирования MSC.Patran/Nastran [12, 14].



Рис. 2. Внешний вид прототипа КА ДЗЗ

Решение начинается с разработки геометрической модели. Модель сотовых панелей создается классическим способом с помощью поверхностей. Затем эти поверхности разделяются так, чтобы по периметру панели располагались поверхности с некоторой шириной, соответствующей ширине мест размещения межпанельных кронштейнов (рис. 3, *а*, выделено красным цветом), это необходимо для создания корректной КЭ-сетки. Потом из этих поверхностей вытягиваются «солиды» (рис. 3, *б*, выделено красным цветом), которые будут служить для создания проектной области. Проведя аналогичные операции с остальными сотовыми панелями, получаем солиды для создания проектной области (рис. 3, *в*).

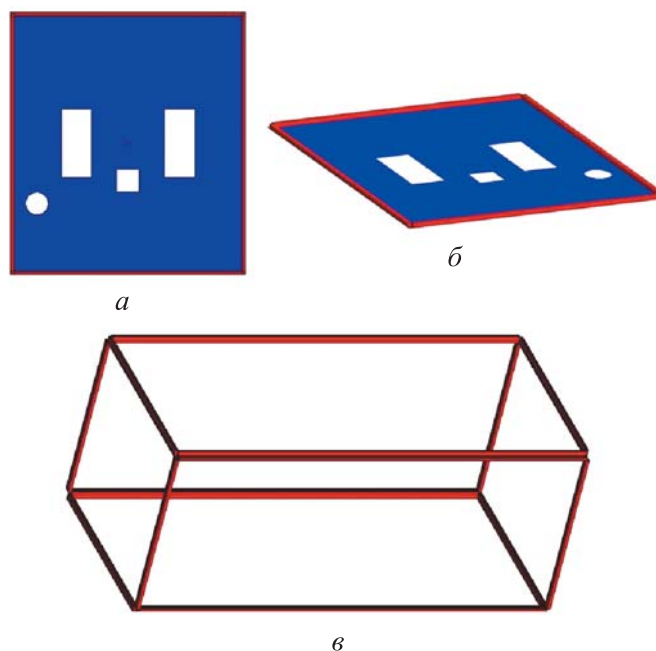


Рис. 3. Создание геометрической модели:

а — создание поверхностей на нижней панели; *б* — создание солидов на нижней панели; *в* — геометрия для создания проектной области

Далее создается расчетная КЭ-модель КА (рис. 4), при этом необходимо, чтобы узлы соприкасающихся граней панелей с проектной областью совпадали и были «сшиты».

Как указывалось ранее, элементы проектной области изготовлены из фиктивного изотропного материала (см. рис. 4).

Далее необходимо задать параметры оптимизации. К сожалению, в применяемой версии MSC.Nastran математическую формулировку, указанную в формулах (1) и (2), нельзя реализовать из-за отсутствия воз-

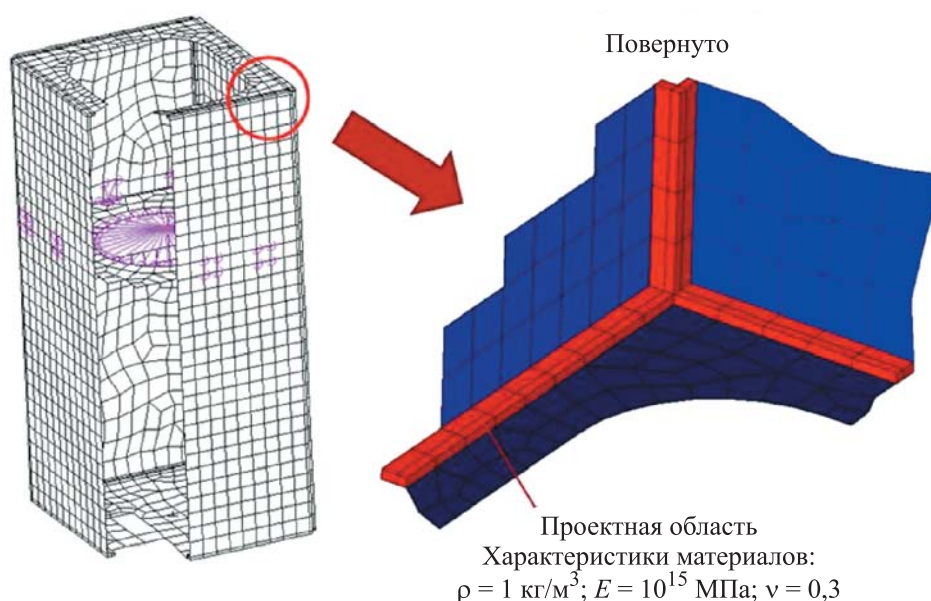


Рис. 4. Расчетная КЭ-модель КА

возможности использования в качестве целевой функции массы проектной области. Тогда изменим математическую формулировку задачи для реализации ее в MSC.Nastran следующим образом:

целевая функция

$$\max_{x_i \in [0; 1]} f_1 \quad (3)$$

при ограничениях

$$45 \text{ Гц} \leq f_1 \leq 55 \text{ Гц}; \quad \dots \quad \frac{M_{\text{Опт}}^{\text{п.о}}}{M_{\text{Исх}}^{\text{п.о}}} \leq FRMASS, \quad (4)$$

где $M_{\text{Опт}}^{\text{п.о}}$ — масса проектной области по окончании оптимизации; $M_{\text{Исх}}^{\text{п.о}}$ — исходная масса проектной области; $FRMASS$ — массовая доля проектной области, которая должна остаться по окончании оптимизации.

Для обеспечения решения задачи оптимизации в качестве целевой функции используется частота первого тона собственных колебаний f_1 , при этом использование ее также в качестве ограничения позволяет выполнить требования по частоте.

Правильный выбор ограничения $FRMASS$ позволит получить минимальное число кронштейнов (как правильно выбирать данное ограничение будет показано далее).

Таким образом, постановка задачи (3), (4) при правильном выборе ограничения *FRMASS* практически эквивалентна задаче (1), (2).

Верхняя граница ограничения f_1 необходима для получения корректного решения задачи. Так, при ее отсутствии решение задачи придет к максимально возможному значению частоты первого тона собственных колебаний, а значит, и к неоптимальному числу межпанельных кронштейнов.

Значение верхней границы f_1 (55 Гц) выбрано больше, чем требуется (45 Гц) для обеспечения запаса по частоте. Это, с одной стороны, связано с тем, что при распределении плотностей элементы с низкой плотностью, но добавляющие жесткость в систему, удаляются, т. е. в данных местах удаляются связи между панелями, что повлечет за собой снижение частоты собственных колебаний. С другой стороны, запас обусловлен тем, что кронштейны считаются абсолютно жесткими, однако в действительности это не так, что также приведет к уменьшению частоты собственных колебаний.

Нижнюю границу f_1 указывать не обязательно, так как величина f_1 максимизируется, это приведет к тому, что f_1 будет стремиться к верхней границе ограничения. Здесь нижняя граница приведена только чтобы гарантировать, что полученный результат будет больше 45 Гц.

Согласно используемому методу SIMP [13, 14], модуль упругости i -го КЭ проектной области заменяется условным модулем упругости ($E_i^{\text{КЭ п.о}}$), связанным с модулем упругости исходного материала степенным законом:

$$E_i^{\text{КЭ п.о}} = x_i^p E_{\text{мат}},$$

где p — параметр штрафа; $E_{\text{мат}}$ — модуль упругости исходного материала.

При такой постановке задачи возникают вопросы: как выбрать параметр штрафа p и параметр массовой доли проектной области *FRMASS*? Для выбора параметра p рассмотрим график зависимости модуля упругости от изменения проектной переменной (плотности) при различных параметрах штрафа (рис. 5).

Как следует из графика, при малых параметрах штрафа (например, менее 5) условный модуль упругости уменьшается незначительно, практически во всей области допустимых значений проектных переменных. Это значит, что в процессе решения задачи практически все элементы проектной области будут иметь высокий условный модуль упругости (для данной задачи — более 10^{10} Па при значении проектных перемен-

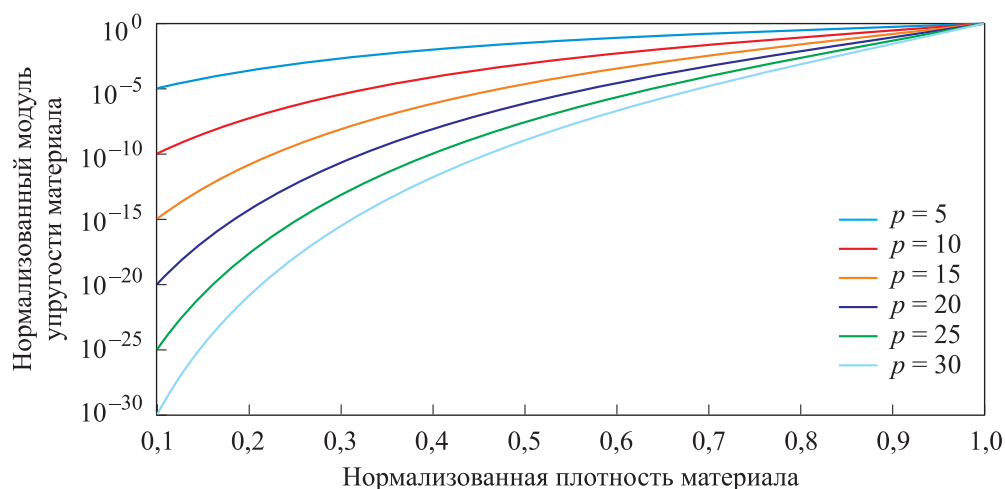


Рис. 5. График зависимости условного модуля упругости от плотности при различных параметрах штрафа

ных более 0,1), т. е. сотовые панели будут иметь относительно жесткую связь по всей проектной области, и, следовательно, задача не будет иметь смысла.

С другой стороны, использование слишком больших параметров штрафа (например, более 30) приведет к тому, что при незначительном уменьшении плотности элемента проектной области будет резко уменьшаться его условный модуль упругости, т. е. влияние вариации проектной переменной на решение задачи будет велико. Как известно из теории чувствительности, большие градиенты приводят к неустойчивому решению и, как следствие, к неправильному результату.

Таким образом, для данной задачи следует выбирать параметр штрафа на отрезке от 5 до 30.

Далее рассмотрим результаты расчета целевой функции (первой частоты собственных колебаний) при различных параметрах штрафа и параметра *FRMASS* (рис. 6).

Как видно на графике, чем больше параметр штрафа, тем нужна большая массовая доля проектной области (*FRMASS*), чтобы решить задачу. Решение нужно искать в местах, где целевая функция подходит к верхнему ограничению (выделено окружностями). Рассмотрим распределение плотностей для этих трех случаев.

Результаты расчета при выбранных параметрах приведены на рис. 7. Видно, чем больше значение параметра *FRMASS*, тем сложнее определить места установок межпанельных кронштейнов (распределение плотности

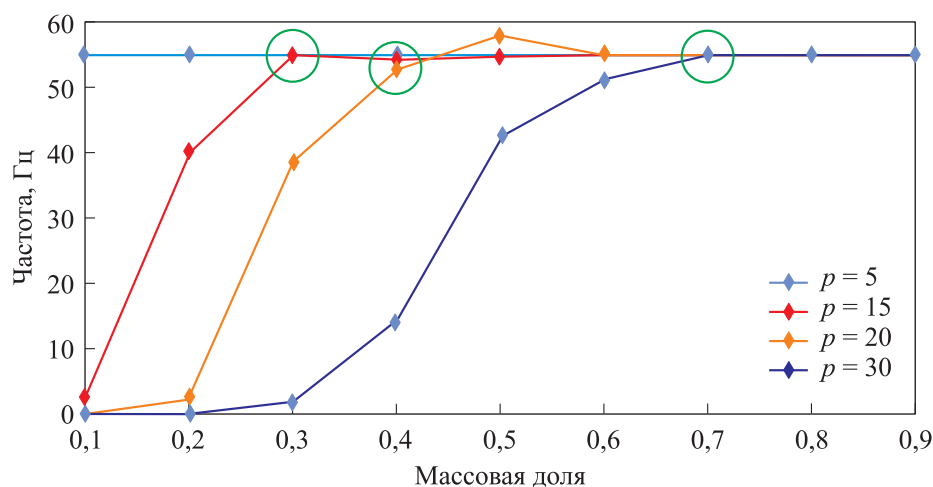


Рис. 6. График зависимости первой частоты собственных колебаний от массовой доли при различных параметрах штрафа

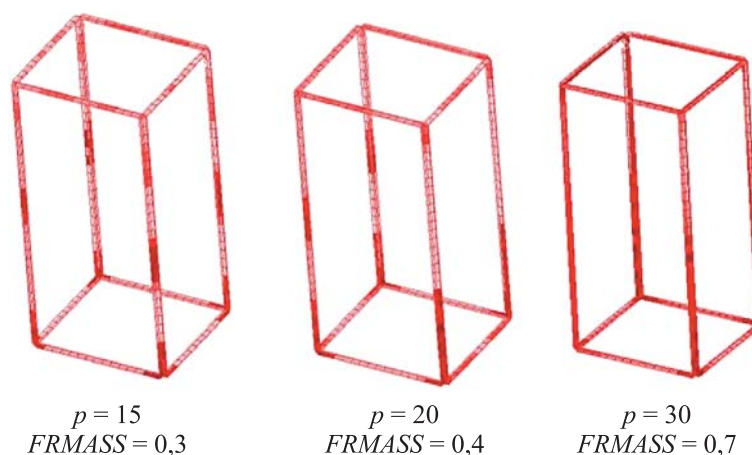


Рис. 7. Распределение плотностей при выбранных параметрах

становится практически однородным со значениями проектных переменных, близких к единице). Таким образом, параметр $FRMASS$ необходимо выбирать в диапазоне от 0,3 до 0,4.

Резюмируя приведенное, можно сделать вывод, что параметр штрафа p необходимо выбирать так, чтобы целевая функция достигала верхней границы ограничения при параметре $FRMASS$, равном 0,3–0,4.

Рассмотрим окончательный результат оптимизации (рис. 8) при параметрах $p = 15$, $FRMASS = 0,3$ с добавлением технологического ограничения на симметрию конструкции относительно вертикальных плоскостей $KA: XY, YZ$. Пример окончательного bdf-файла приведен на рис. 9. Видно, что автоматическое удаление элементов с плотностью

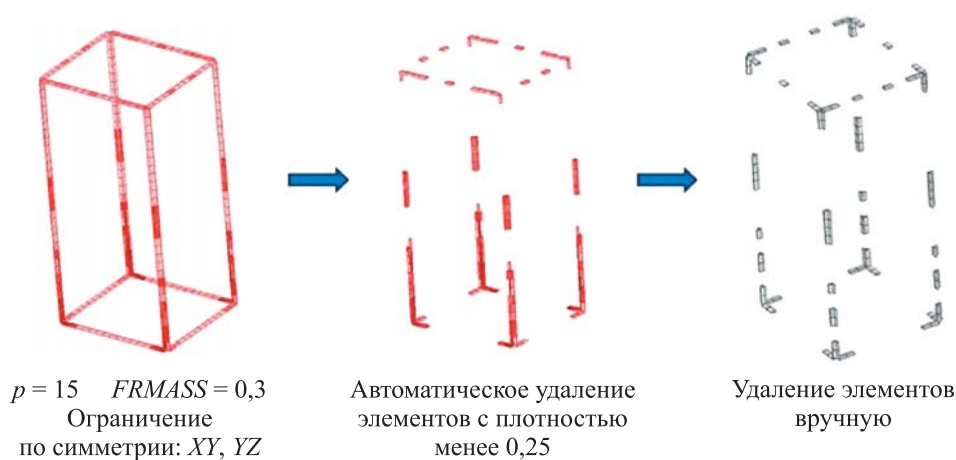


Рис. 8. Результаты расчета

```

* SOL 200
* CEND
* $ Direct Text Input for Global Case Control Data
* TITLE = MSC.Nastran
* ECHO = NONE
* DESOBJ(MAX) = 1
* DESGLB = 2
* DESSUB = 10
* ANALYSIS = MODES
* SUBCASE 1
* $ Subcase name : opt
*   SUBTITLE=SP
*   METHOD = 1
*   SPC = 2
*   BC = 2
*   VECTOR(SORT1,REAL)=ALL
*   SPCFORCES(SORT1,REAL)=ALL
* $ Direct Text Input for this Subcase
* BEGIN BULK
* $ Direct Text Input for Bulk Data
* PARAM POST 1
* PARAM PRTMAXIM YES
* EIGRL 1 10 0 MASS
* $ Elements and Element Properties for region : prop_optim
* PSOLID 1 1 0
* .....
* MAT1 1 1.+15 .3 1.
* .....
* $ Optimization Parameters :
* DOPTPRM DESMAX 200
* $ Design Variables for TOPOLOGY Optimization :
* TOPVAR 1 PSOLID PSOLID .5 15. 1
*   SYM XY YZ
* $ Global Target Constraints : MASS FRACTION
* DCONSTR 2 10001 0.3
* DRESP1 10001 FRM FRMASS
* $ Subcase Dependent FREQUENCY Constraints :
* DCONSTR 10 1 45. 55.
* $ Objective Responses : Maximize Eigenfrequency
* DRESP1 1 FREQ FREQ 1
* $ Referenced Coordinate Frames
* ENDDATA
    
```

Рис. 9. Итоговый bdf-файл

ниже заданной не дает удовлетворительного результата: в некоторых местах могут появиться лишние полости или элементы. Поэтому рекомендуется удалять элементы вручную.

После того как определились с числом и местами установки межпанельных элементов, проводим проверочный расчет (рис. 10). Отметим, что частота первого основного тона собственных колебаний КА больше 45 Гц, следовательно, задача решена.

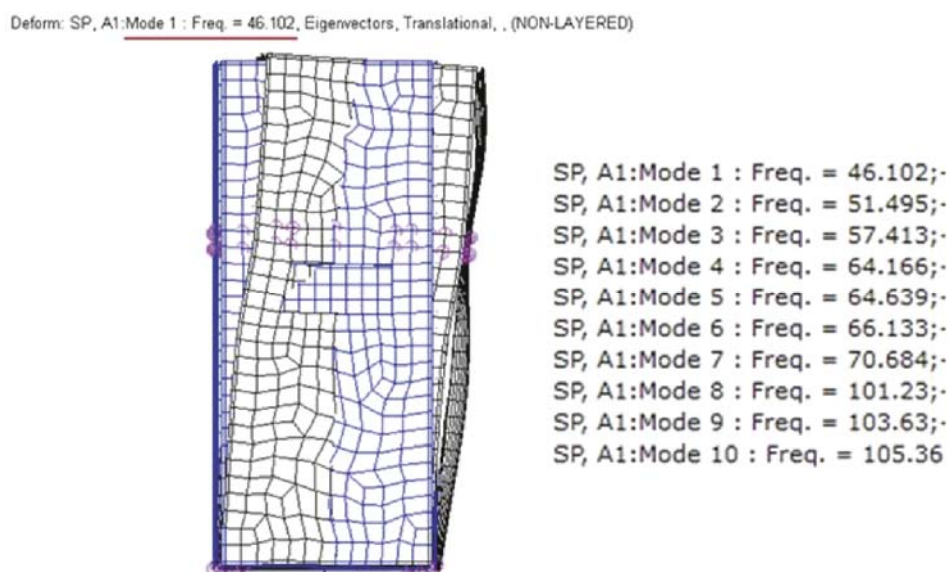


Рис. 10. Результаты проверочного расчета

Достоинства и недостатки методики. В отличие от классического применения топологической оптимизации главным достоинством предлагаемой методики является оперативность получения результата: при классическом применении требуется достаточно подробная КЭ-сетка (десятки–сотни элементов на один кронштейн), в то время как для данной методики требуется всего несколько элементов (единицы) на один кронштейн, что значительно увеличивает скорость расчета. Так, за достаточно короткий промежуток времени можно получить большое число вариантов конструктивного исполнения и выбрать из них лучший.

Кроме того, к достоинствам методики можно отнести простоту расчетных КЭ-моделей, что, в свою очередь, ускоряет процесс разработки расчетной КЭ-модели и получение результата.

К недостаткам настоящей методики можно отнести отсутствие в имеющихся алгоритмах используемого программного обеспечения возможности автоматического выделения основных тонов собственных ко-

лебаний из общего спектра. Это может привести к тому, что в процессе оптимизации частота первого тона собственных колебаний, которая на предыдущем цикле соответствовала основному тону колебаний КА, на следующем цикле окажется парциальным тоном собственных колебаний элемента конструкции (например, тоном прибора), практически независящем от мест установки кронштейнов, и, следовательно, задача не сведется к решению.

Данная проблема может быть решена введением в алгоритм оптимизации условия проверки модальной массы или модального момента инерции с их заданными значениями и, в случае изменения номера тона, автоматическим изменением целевой функции.

Выводы. Разработана методика оперативного поиска минимального числа межпанельных кронштейнов и мест их установки на ранних этапах проектирования (аванпроект, эскизный проект) с использованием топологической оптимизации для выполнения требований по динамической совместимости КА с РН.

Результат, полученный по данной методике, можно использовать как рекомендации инженерам-конструкторам для дальнейшей проработки конструкции изделия.

В будущем планируется развить методику путем введения возможности одновременного определения мест установки межпанельных кронштейнов и толщины сотовых панелей как с точки зрения частот собственных колебаний, так и с точки зрения прочности.

Авторами разрабатывается специализированное программное обеспечение, в котором будут устраняться приведенные ранее недостатки.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] SOYUZ User's Manual. ST-GTD-SUM-01. Issue 3-revision 0. Arianespace, 2001.
- [2] Floudas C.A., Pardalos P.M., eds. Encyclopedia of optimization. New York, Springer, 2009.
- [3] Bendsoe M.P., Sigmund O. Topology optimization. Theory, methods and application. Springer, 2004.
- [4] Zhu J.H., Zhang W.H., Xia L. Topology optimization in aircraft and aerospace structures design. *Arch. Computat. Methods Eng.*, 2016, vol. 23, no. 4, pp. 595–622. DOI: 10.1007/s11831-015-9151-2
- [5] Remouchamps A., Bruyneel M., Fleury C., et al. Application of a bi-level scheme including topology optimization to the design of an aircraft pylon. *Struct. Multidisc. Optim.*, 2011, vol. 44, no. 6, pp. 739–750. DOI: 10.1007/s00158-011-0682-3

- [6] Brackett D., Ashcroft I., Hague R. Topology optimization for additive manufacturing. Loughborough University Institutional Repository, 2011.
- [7] Поддубко С.Н., Шмелев А.В., Ивченко В.И. и др. Компьютерное проектирование несущих конструкций машин с применением средств топологической оптимизации. *Актуальные вопросы машиноведения*, 2016, № 5, с. 86–90.
- [8] Комаров В.А., Кишов Е.А., Чарквиани Р.В. Топологическая оптимизация в проектировании высоконагруженных узлов авиационных конструкций. *Полет*, 2018, № 8, с. 16–23.
- [9] Хитрин А.М., Ерофеева М.М., Туктамышев В.Р. и др. Топологическая оптимизация корпусных деталей вертолетного редуктора. *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*, 2018, № 53, с. 43–51.
- [10] Боровиков А.А., Тененбаум С.М. Топологическая оптимизация переходного отсека КА. *Аэрокосмический научный журнал*, 2016, № 5, с. 16–30.
DOI: 10.7463/aersp.0516.0847780
- [11] Боровиков А.А., Тушев О.Н. Разработка силовой конструкции космического аппарата с использованием топологической оптимизации для двух вариантов технологии изготовления. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, № 9, с. 1–13.
DOI: 10.18698/2308-6033-2018-9-1807
- [12] MSC Nastran 2004. Reference manual.
URL: <https://simcompanion.mscsoftware.com/infocenter/index?page=content&id=DOC9188> (дата обращения: 24.03.2019).
- [13] Rozvany G.I.N. Aims, scope, methods, history and unified terminology of computer-aided topology optimization in structural mechanics. *Struct. Multidisc. Optim.*, 2001, vol. 21, no. 2, pp. 90–108. DOI: 10.1007/s001580050174
- [14] MSC Nastran 2013. Design sensitivity and optimization. User's guide.
URL: https://simcompanion.mscsoftware.com/infocenter/index?page=content&id=DOC10355&cat=MSC__MD_NASTRAN_DOCUMENTATION&actp=LIST (дата обращения: 24.03.2019).

Боровиков Александр Александрович — аспирант, инженер АО «ВПК «НПО машиностроения» (Российская Федерация, 143966, Московская обл., г. Реутов, ул. Гагарина, д. 33).

Леонов Александр Георгиевич — д-р техн. наук, профессор, генеральный директор, генеральный конструктор АО «ВПК «НПО машиностроения» (Российская Федерация, 143966, Московская обл., г. Реутов, ул. Гагарина, д. 33); заведующий кафедрой «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Тушев Олег Николаевич — д-р техн. наук, профессор, заместитель заведующего кафедрой «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Боровиков А.А., Леонов А.Г., Тушев О.Н. Методика определения расположения межпанельных кронштейнов корпуса космического аппарата с использованием топологической оптимизации. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2019, № 4, с. 4–19. DOI: 10.18698/0236-3941-2019-4-4-19

**TECHNIQUE EMPLOYING TOPOLOGY OPTIMISATION
TO DETERMINE PANEL-TO-PANEL SUPPORT BRACKET
POSITIONS IN A SPACECRAFT BODY**

A.A. Borovikov¹

borovic68@mail.ru

A.G. Leonov^{1,2}

vpk@npomash.ru

O.N. Tushev²

kafsm2@bmstu.ru

¹ JSC “MIC “NPO Mashinostroyeniya”, Reutov,
Moscow Region, Russian Federation

² Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

The paper presents a real-time technique for determining the minimum number of panel-to-panel support brackets in an unpressurised spacecraft body and their installation positions employing topology optimisation in order to satisfy the dynamic compatibility requirements between the spacecraft and its launch vehicle. These support brackets connect honeycomb panels of the spacecraft body, which form the foundation of its structural design. The technique should be used at early design stages (such as pilot project and draft design) to generate structural design options in real time. We provide a general approach to using the technique as well as its detailed description based on a test problem example utilising the MSC.Patran/Nastran software package. We stated the optimisation problem mathematically and described its parameter selection. We list primary advantages and disadvantages of this technique as compared to the classical use of topology optimisation. Results obtained via the technique proposed may be used as guidelines for design engineers developing design documentation. The paper also outlines potential further development of the technique

Keywords

*Topology optimisation, technique,
finite element method, dynamic
compatibility, spacecraft*

Received 10.04.2019

© Author, 2019

The study was supported by the RFBR grant no. 17-08-01468a

REFERENCES

- [1] SOYUZ User's Manual. ST-GTD-SUM-01. Issue 3-revision 0. Arianespace, 2001.
- [2] Floudas C.A., Pardalos P.M., eds. Encyclopedia of optimization. New York, Springer, 2009.
- [3] Bendsoe M.P., Sigmund O. Topology optimization. Theory, methods and application. Springer, 2004.
- [4] Zhu J.H., Zhang W.H., Xia L. Topology optimization in aircraft and aerospace structures design. *Arch. Computat. Methods Eng.*, 2016, vol. 23, no. 4, pp. 595–622. DOI: 10.1007/s11831-015-9151-2
- [5] Remouchamps A., Bruyneel M., Fleury C., et al. Application of a bi-level scheme including topology optimization to the design of an aircraft pylon. *Struct. Multidisc. Optim.*, 2011, vol. 44, no. 6, pp. 739–750. DOI: 10.1007/s00158-011-0682-3
- [6] Brackett D., Ashcroft I., Hague R. Topology optimization for additive manufacturing. Loughborough University Institutional Repository, 2011.
- [7] Poddubko S.N., Shmelev A.V., Ivchenko V.I., et al. Computer-aided design of machines load-bearing structures using topology optimization tools. *Aktual'nye voprosy mashinovedeniya* [Mechanics of Machines, Mechanisms and Materials], 2016, no. 5, pp. 86–90 (in Russ.).
- [8] Komarov V.A., Kishov E.A., Charkviani R.V. Structural design of high-loaded airplane parts using topology optimization. *Polet*, 2018, no. 8, pp. 16–23 (in Russ.).
- [9] Khitrin A.M., Erofeeva M.M., Tuktamyshev V.R., et al. Topological optimization of helicopter gearbox detail parts. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika* [PNRPU Aerospace Engineering Bulletin], 2018, no. 53, pp. 43–51 (in Russ.).
- [10] Borovikov A.A., Tenenbaum S.M. Topology optimization of spacecraft transfer compartment. *Aerokosmicheskii nauchnyy zhurnal* [Aerospace Scientific Journal], 2016, no. 5, pp. 16–30 (in Russ.). DOI: 10.7463/aersp.0516.0847780
- [11] Borovikov A.A., Tushev O.N. Development of a spacecraft load bearing structures using topology optimization for two versions of manufacturing technologies. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2018, no. 9, pp. 1–3 (in Russ.). DOI: 10.18698/2308-6033-2018-9-1807
- [12] MSC Nastran 2004. Reference manual. Available at: <https://simcompanion.mscsoftware.com/infocenter/index?page=content&id=DOC9188> (accessed: 24.03.2019).
- [13] Rozvany G.I.N. Aims, scope, methods, history and unified terminology of computer-aided topology optimization in structural mechanics. *Struct. Multidisc. Optim.*, 2001, vol. 21, no. 2, pp. 90–108. DOI: 10.1007/s001580050174
- [14] MSC Nastran 2013. Design sensitivity and optimization. User's guide. Available at: https://simcompanion.mscsoftware.com/infocenter/index?page=content&id=DOC10355&cat=MSC__MD_NASTRAN_DOCUMENTATION&actp=LIST (accessed: 24.03.2019).

Borovikov A.A. — Post-Graduate Student, Engineer, JSC “MIC “NPO Mashinostroyeniya” (Gagarina ul. 33, Reutov, Moscow Region, 143966 Russian Federation).

Leonov A.G. — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Director General, Designer General, JSC “MIC “NPO Mashinostroyeniya” (Gagarina ul. 33, Reutov, Moscow Region, 143966 Russian Federation); Head of Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Tushev O.N. — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Deputy Head of Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Borovikov A.A., Leonov A.G., Tushev O.N. Technique employing topology optimisation to determine panel-to-panel support bracket positions in a spacecraft body. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2019, no. 4, pp. 4–19 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2019-4-4-19



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
вышел в свет учебник авторов

**Н.Д. Чайнова, А.Н. Краснокутского,
Л.Л. Мягкова**

**«Конструирование и расчет поршневых
двигателей»**

Изложены основы конструирования и современные методы прочностного анализа поршневых и комбинированных двигателей внутреннего сгорания, приведен анализ конструкций современных отечественных и зарубежных двигателей, рассмотрены перспективы их развития. Наряду с традиционными методами расчетов на прочность базовых деталей двигателей представлены численные методы анализа теплового и напряженно-деформированного состояний элементов двигателей с применением современных информационных технологий.

Для студентов вузов, обучающихся по специальности 101200 «Двигатели внутреннего сгорания» направления подготовки 141100 «Энергомашиностроение».

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1
+7 (499) 263-60-45
press@bmstu.ru
<http://baumanpress.ru>