

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ТЕПЛОВОЙ ДЕФОРМАЦИИ КОМПОЗИТНОЙ ПАНЕЛИ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ЕЕ ОСВЕЩЕННОСТЬ

Солнечные батареи являются основными источниками энергии для обеспечения функционирования космических аппаратов (КА) в условиях околоземного пространства [1, 2].

При эксплуатации панель СБ неизбежно испытывает изгибные деформации вследствие большого перепада температур на солнечной и тыльной сторонах. Эта деформация приводит к изменению угла падения солнечных лучей на ФП.

В данной работе выполнена оценка уменьшения общей освещенности варианта панели СБ (рис. 1) от действия температурного градиента.

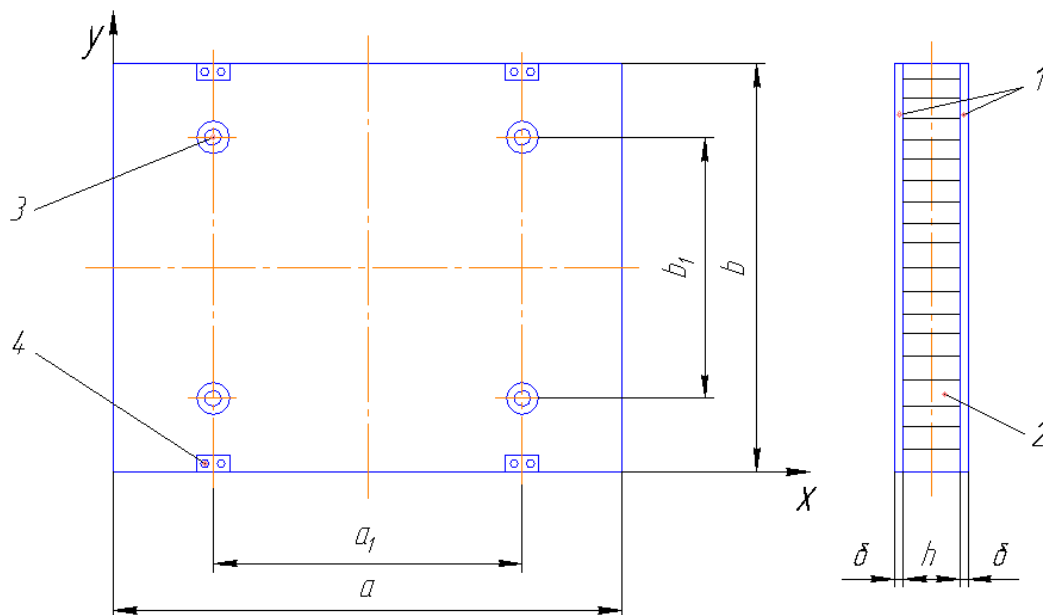


Рисунок 1 – Схема панели СБ:

- 1 – композитный несущий слой; 2 – сотовый наполнитель;
- 3 – закладной элемент под установку замков зачековки;
- 4 – закладной элемент под установку шарнирных узлов

Основным элементом каркаса СБ является сотовая панель, состоящая из композитных несущих слоев 1, склеенных с сотовым наполнителем 2 с правильной шестигранной ячейкой. В специальных отверстиях сотовой панели монтируются закладные элементы под установку замков зачековки 3 и шарнирных узлов 4. Замки зачековки служат для удержания СБ в сложенном виде на КА при выведении в космос. Шарнирные узлы предназначены для обеспечения взаимного поворота панелей СБ для их

развертывания и удержания в рабочем положении. На одной из сторон каркаса СБ через электроизоляционное покрытие устанавливаются ФП.

Оптимальные параметры каркаса рассматриваемой СБ были найдены на основании данных ОАО «Информационные спутниковые системы» им. М.Ф. Решетнева и ГП «КБ «Южное»» с использованием специально разработанного программного продукта [3], реализующего приближенные аналитические модели.

При прочих равных условиях максимальная эффективность работы ФП достигается тогда, когда солнечные лучи падают перпендикулярно плоской поверхности СБ.

В реальных условиях работы панели СБ нагреваются со стороны ФП до температуры t_2 и охлаждаются с тыльной стороны до температуры t_1 (предположим, что $t_2 > t_1$), из-за чего в панели появляются изгибные деформации (рис. 2), и поверхность СБ перестает быть плоской (рис. 3).

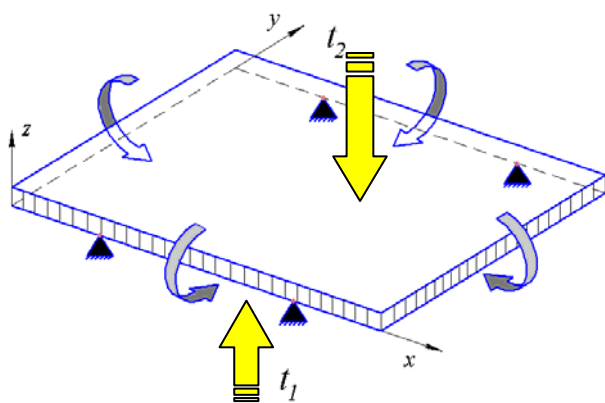


Рисунок 2 – Схема панели СБ в рабочем положении

Круглыми стрелками показано направление деформаций от градиента температур

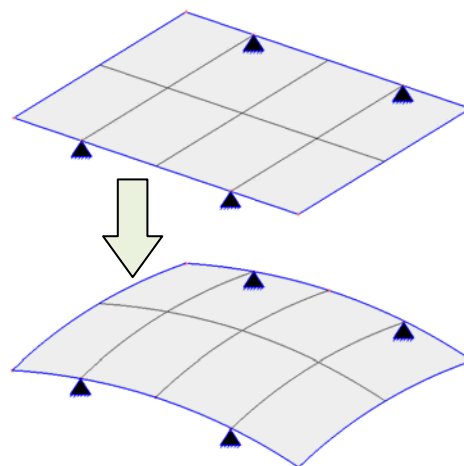


Рисунок 3 – Возможная форма отклонения поверхности СБ от изначально плоской

Вследствие этого различные ФП панели находятся под различным наклоном к направлению солнечного излучения. Используя МКЭ, можно определить, насколько отклоняются различные части панели СБ.

Согласно [1, 5, 6] освещенность $E_э$ элемента поверхности СБ можно определить по формуле

$$E_э = E_0 \cdot \cos(\alpha), \quad (1)$$

где E_0 – солнечная постоянная; α – угол между нормалью к элементу поверхности и направлением солнечных лучей (рис. 4). Также α можно рассматривать как угол отклонения нормали от начального положения.

Отсюда получим коэффициент снижения освещенности

$$K_{co} = \frac{E_э}{E_0} = \cos(\alpha). \quad (2)$$

Таким образом, для оценки снижения освещенности элемента поверхности СБ достаточно рассчитать косинусы углов α .

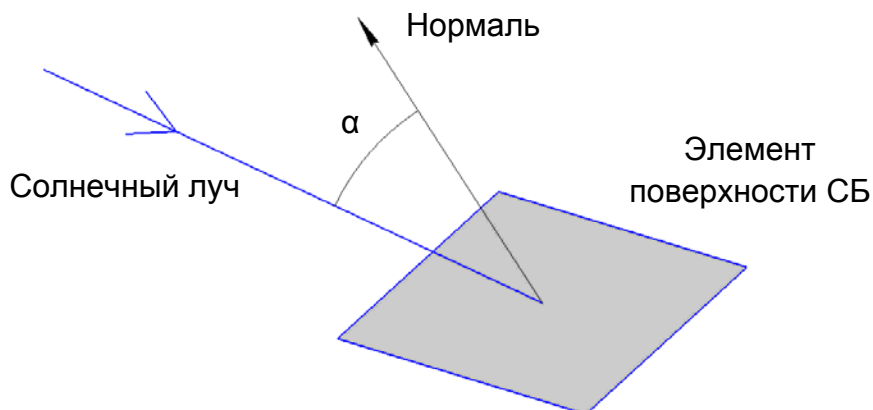


Рисунок 4 – К определению освещенности элемента поверхности СБ

Соответствующая КЭ-модель панели СБ с граничными условиями показана на рис. 5. Для моделирования был использован оболочечный многослойный четырехугольный КЭ с изгибными и мембранными свойствами.

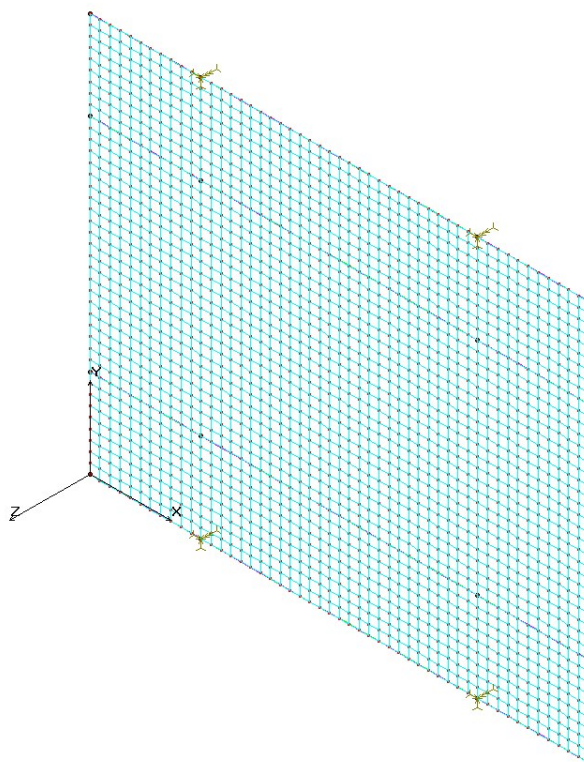


Рисунок 5 – Конечно-элементная модель панели СБ с граничными условиями

После расчета становятся известны углы поворота φ_x и φ_y в узлах относительно осей X и Y выбранной системы координат (в данном случае – глобальной, рис. 6).

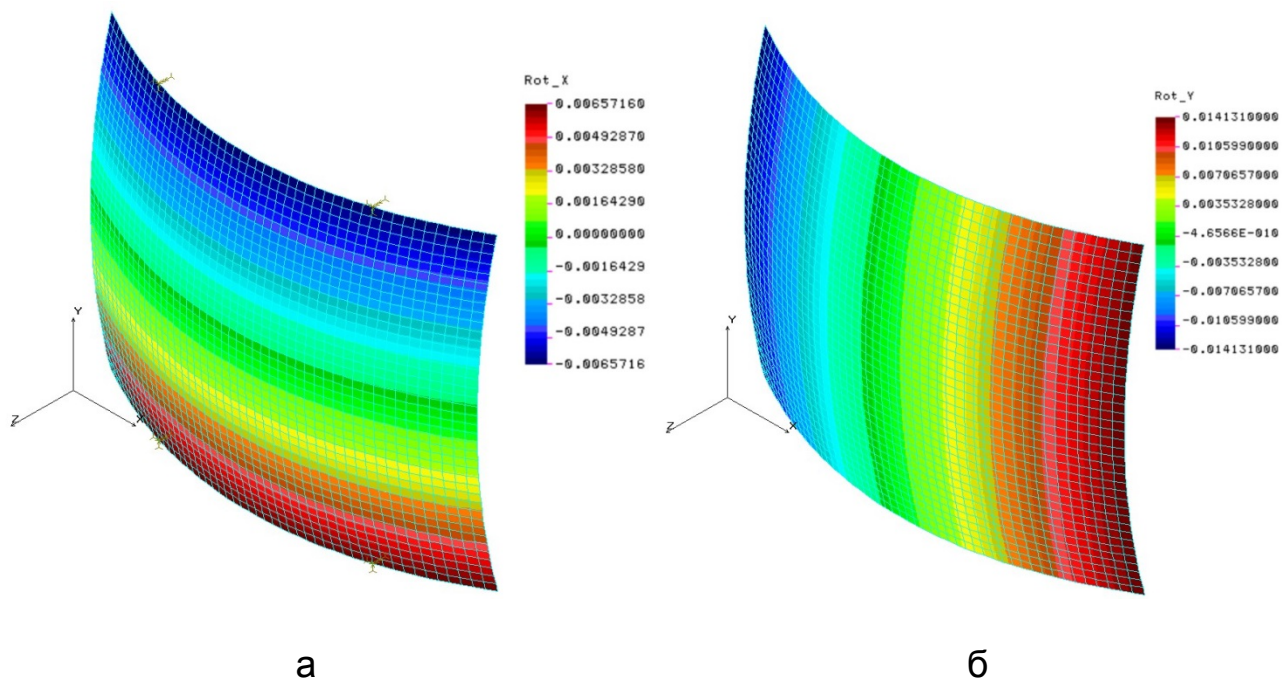


Рисунок 6 – Распределение углов поворота в узлах модели в радианах:
а – φ_x ; б – φ_y

Зная углы φ_x и φ_y , легко вычислить искомый угол отклонения нормали α к поверхности панели СБ от первоначального положения (рис. 7).

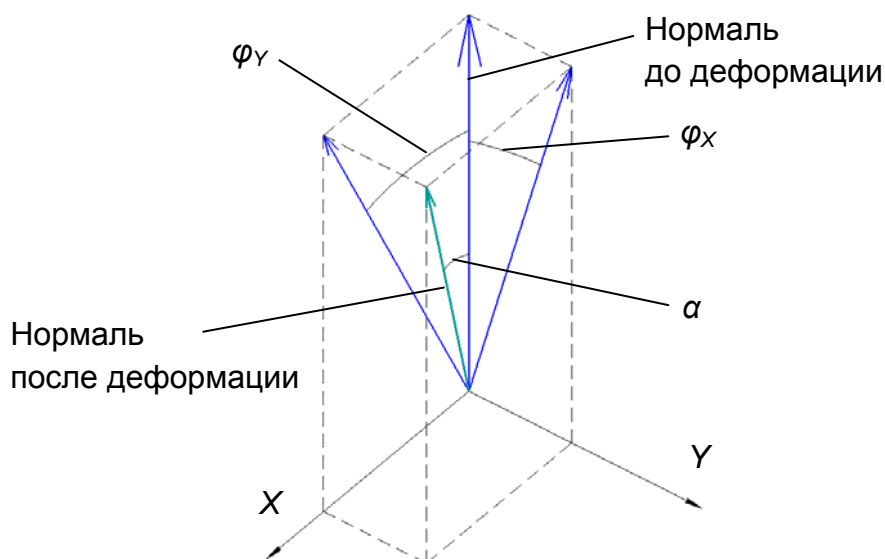


Рисунок 7 – К определению угла отклонения нормалей
в узлах модели панели СБ

Из рассмотрения группы векторов, изображенных на рис. 7, можно вывести выражение для вычисления α в любом узле КЭ-модели:

$$\alpha_i = \arctg[\sqrt{\operatorname{tg}^2(\varphi_{Xi}) + \operatorname{tg}^2(\varphi_{Yi})}], \quad (3)$$

где α_i – искомый угол отклонения нормали в i -м узле модели; φ_{Xi} , φ_{Yi} – углы поворота модели в i -м узле относительно осей X и Y соответственно.

Распределение углов отклонения нормалей α и коэффициента снижения освещенности K_{co} показано на рис. 8 и 9 соответственно.

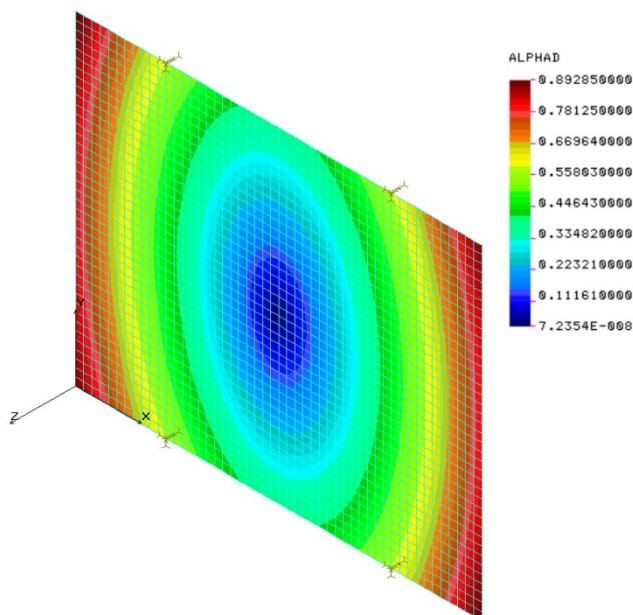


Рисунок 8 – Распределение углов отклонения нормалей в градусах

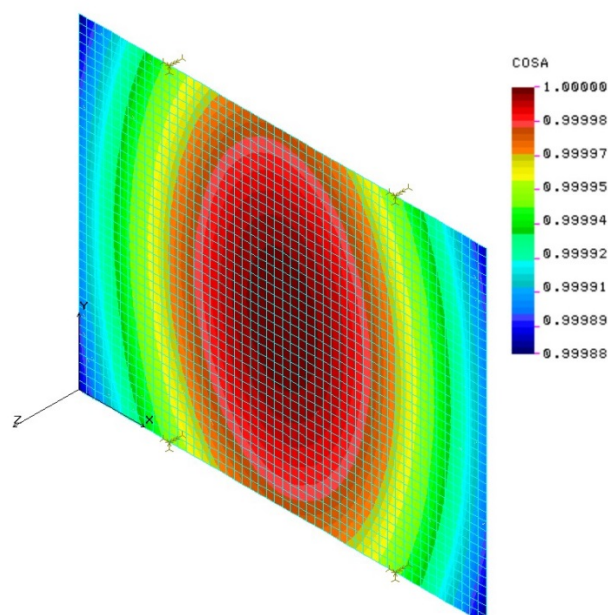


Рисунок 9 – Распределение коэффициента снижения освещенности

Вычислить коэффициент снижения общей освещенности K_{coo} для панели СБ в целом можно следующим образом: если освещенность недеформированной панели принять за единицу (лучи падают перпендикулярно поверхности ФП), то можно воспользоваться формулой

$$K_{coo} = \left(\frac{n}{\sum_i \cos(\alpha_i)} - 1 \right) \cdot 100\%, \quad (4)$$

где n – количество узлов в КЭ-модели; α_i – угол отклонения нормали в i -м узле.

Для использованной КЭ-модели $n = 2091$ узлов, тогда для рассматриваемого случая закрепления $K_{coo} = 0.004\%$.

Если принять, что одна из сторон с опорами сохраняет свою ориентацию (закрепление практически соответствует консольному, рис. 10), то распределение углов α получится таким, как показано на рис. 11–13.

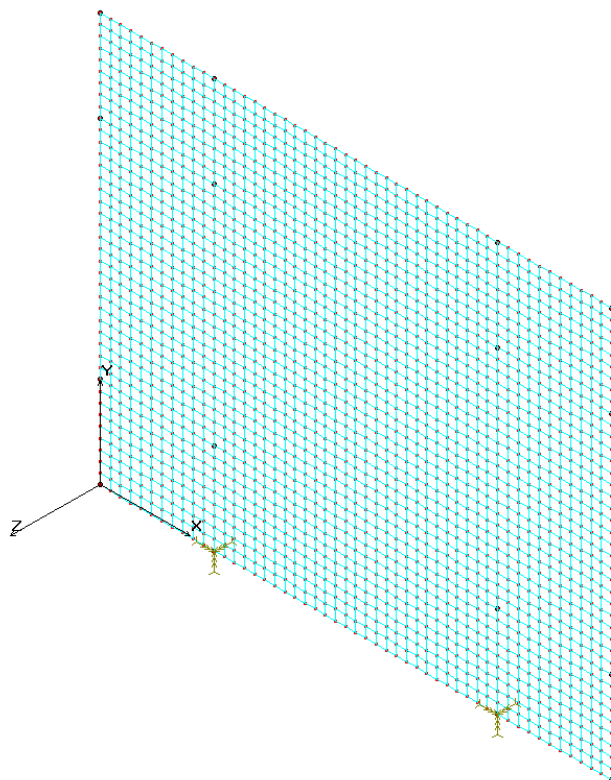


Рисунок 10 – Конечно-элементная модель панели СБ с граничными условиями (консольное закрепление)

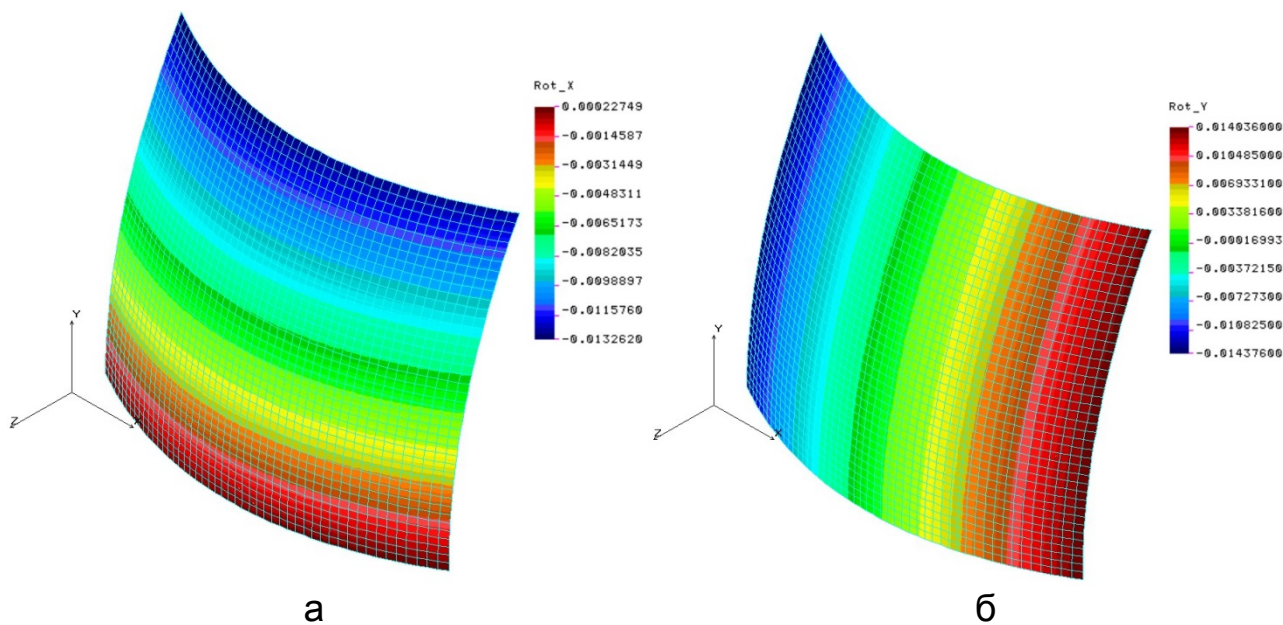


Рисунок 11 – Распределение углов поворота в узлах модели в радианах:
а – ϕ_x ; б – ϕ_y

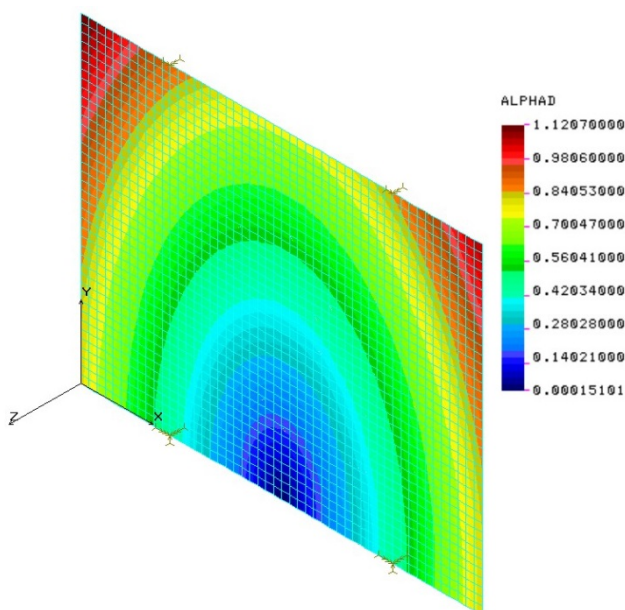


Рисунок 12 – Распределение углов отклонения нормалей в градусах

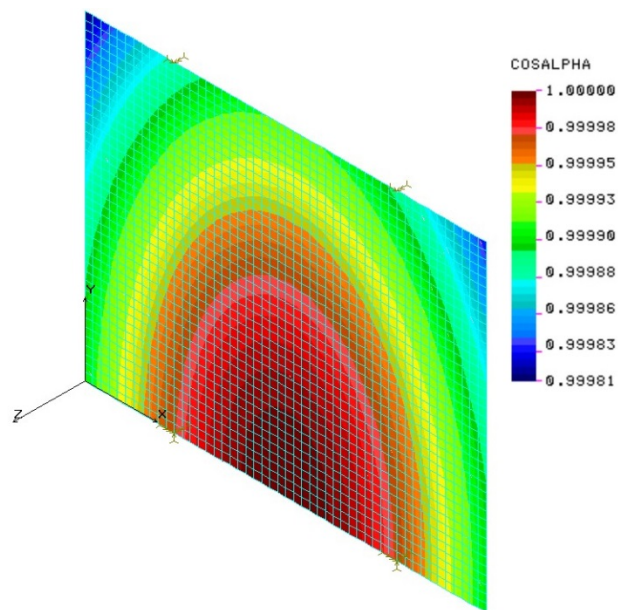


Рисунок 13 – Распределение коэффициента снижения освещенности

В этом случае коэффициент снижения общей освещенности панели СБ, определенный по формуле (4), составил 0,006%, что в 1,5 раза превышает предыдущее значение.

В заключение исследуем снижение освещенности крыльев СБ, каждое из которых состоит из четырех панелей (рис. 14).

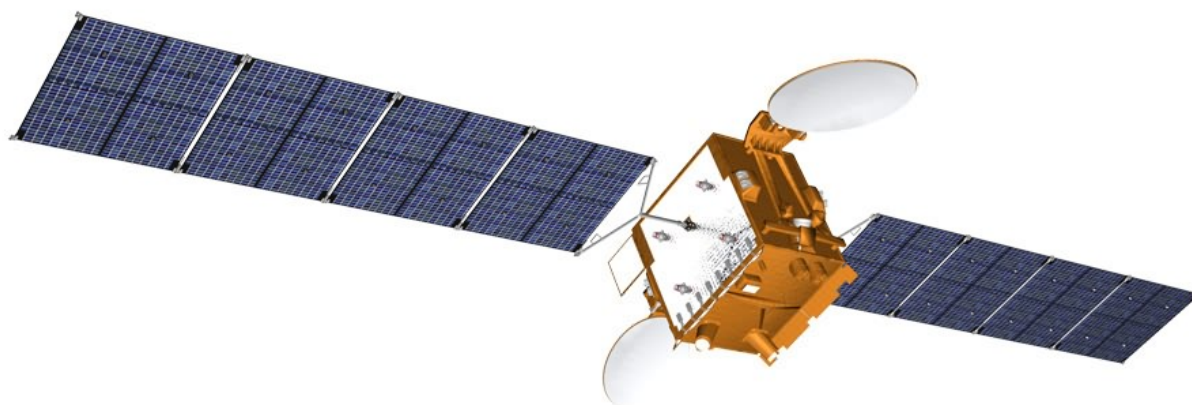


Рисунок 14 – Крылья СБ спутника типа «Ямал»

Примем, что край панели 1 (рис. 15) при деформации не проворачивается, нормали смежных панелей (1-2, 2-3 и 3-4) в шарнирных узлах параллельны, тепловое воздействие одинаково на всех панелях.

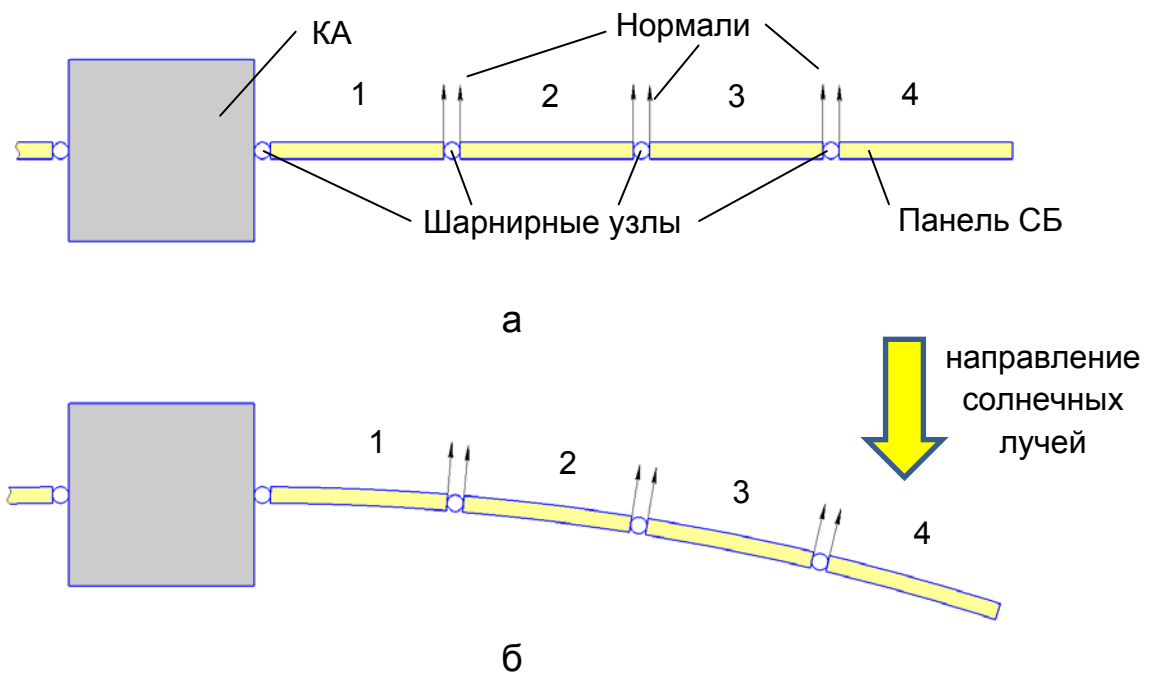


Рисунок 15 – К определению углов отклонения нормалей в панелях СБ:
 а – крыло СБ до деформации; б – крыло СБ после деформации

КЭ модель крыла показана на рис. 16. Для соблюдения условия параллельности нормалей на шарнирных узлах смежных панелей в КЭ-модель введены жесткие связи.

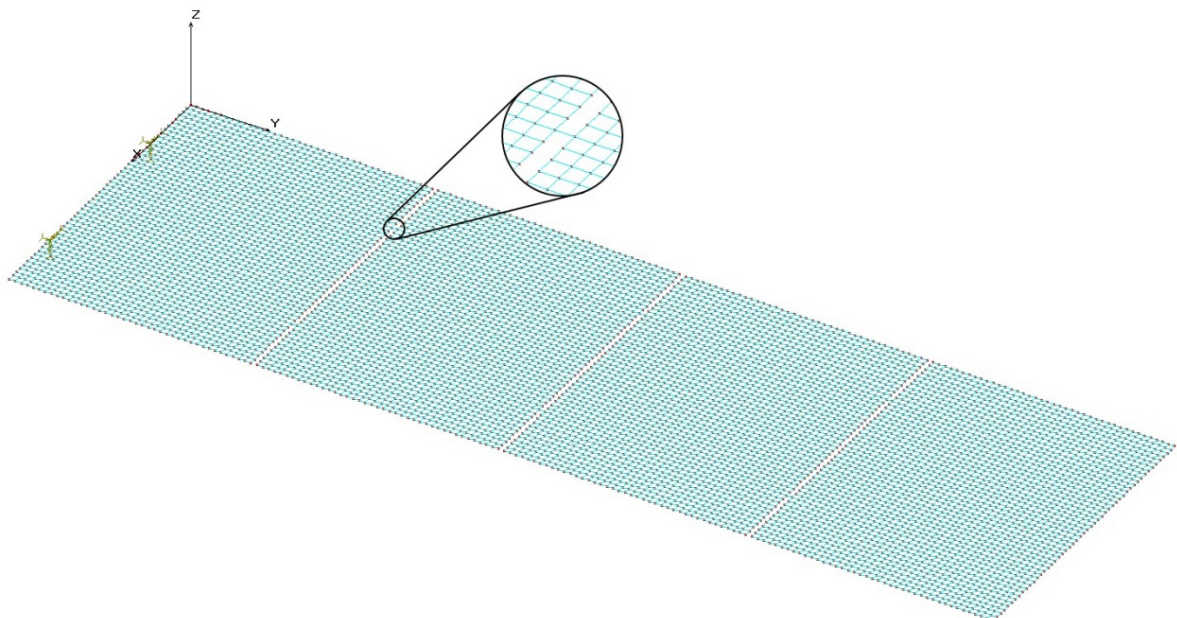
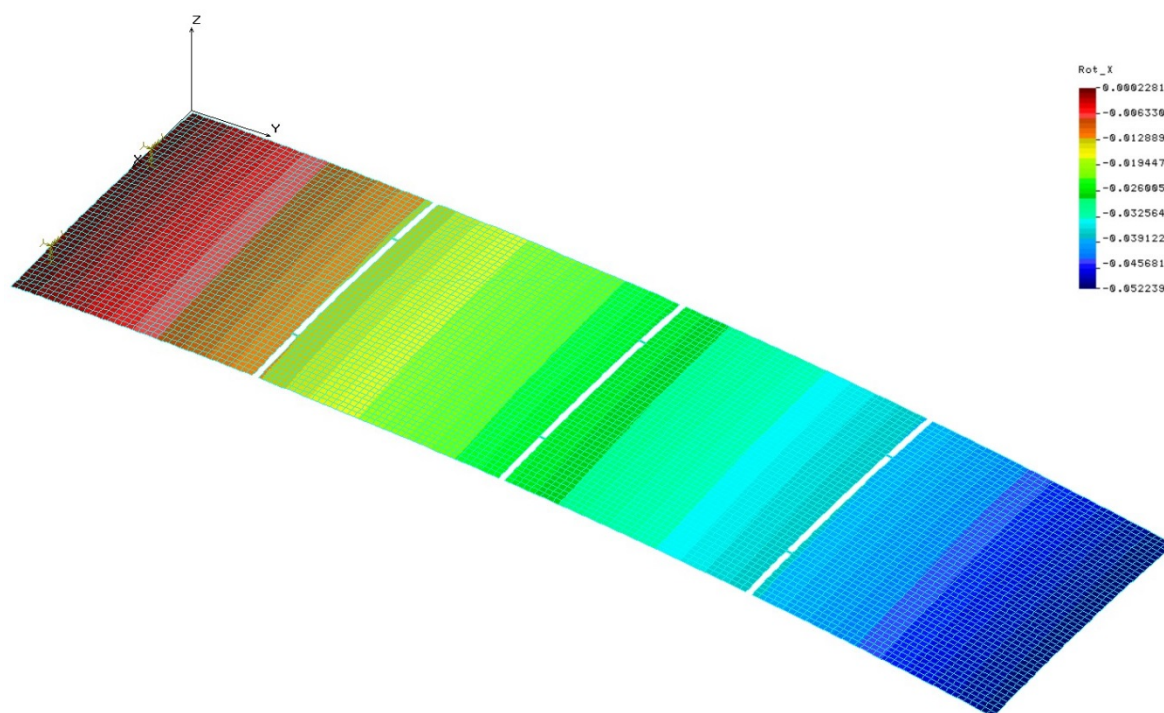
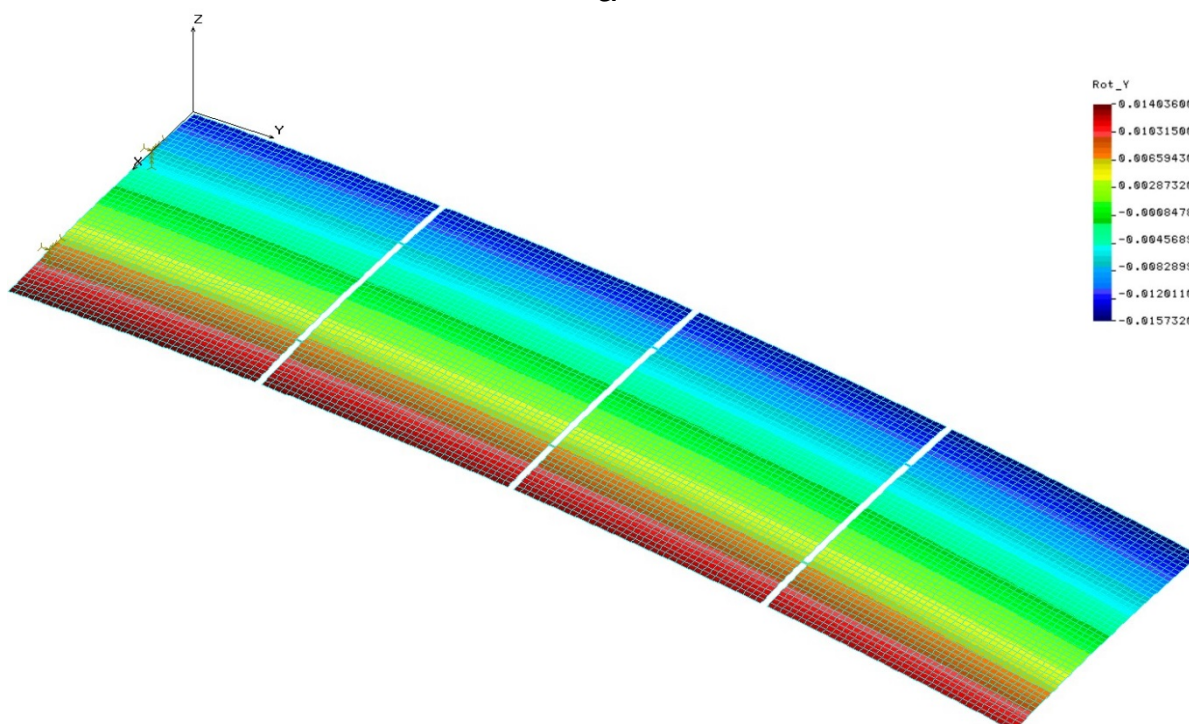


Рисунок 16 – КЭ-модель крыла СБ с граничными условиями

После расчета модели получаем информацию об углах поворота φ_x и φ_y в узлах КЭ-модели относительно глобальных осей координат, распределения которых показаны на рис. 17.



а



б

Рисунок 17 – Распределение углов поворота в узлах КЭ-модели:
а – φ_x ; б – φ_y

Расчет углы α по формуле (3), а также K_{COO} , можно построить их распределение по крылу СБ (рис. 18, 19).

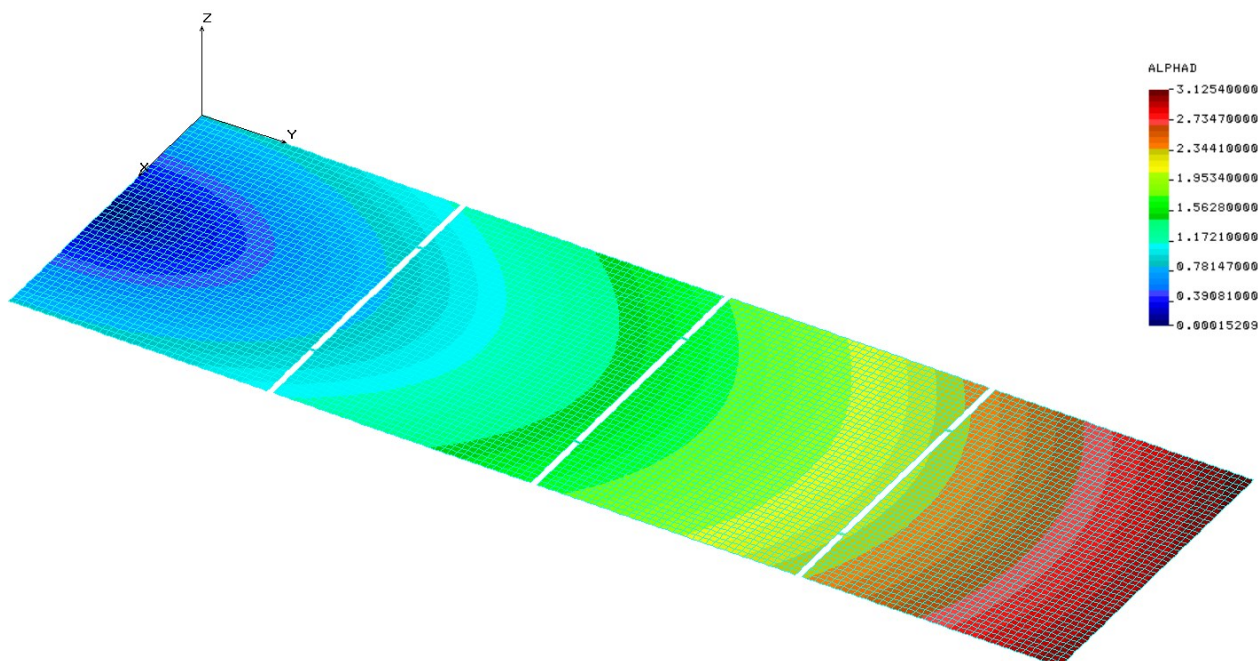


Рисунок 18 – Распределение углов отклонения нормалей по крылу СБ в градусах

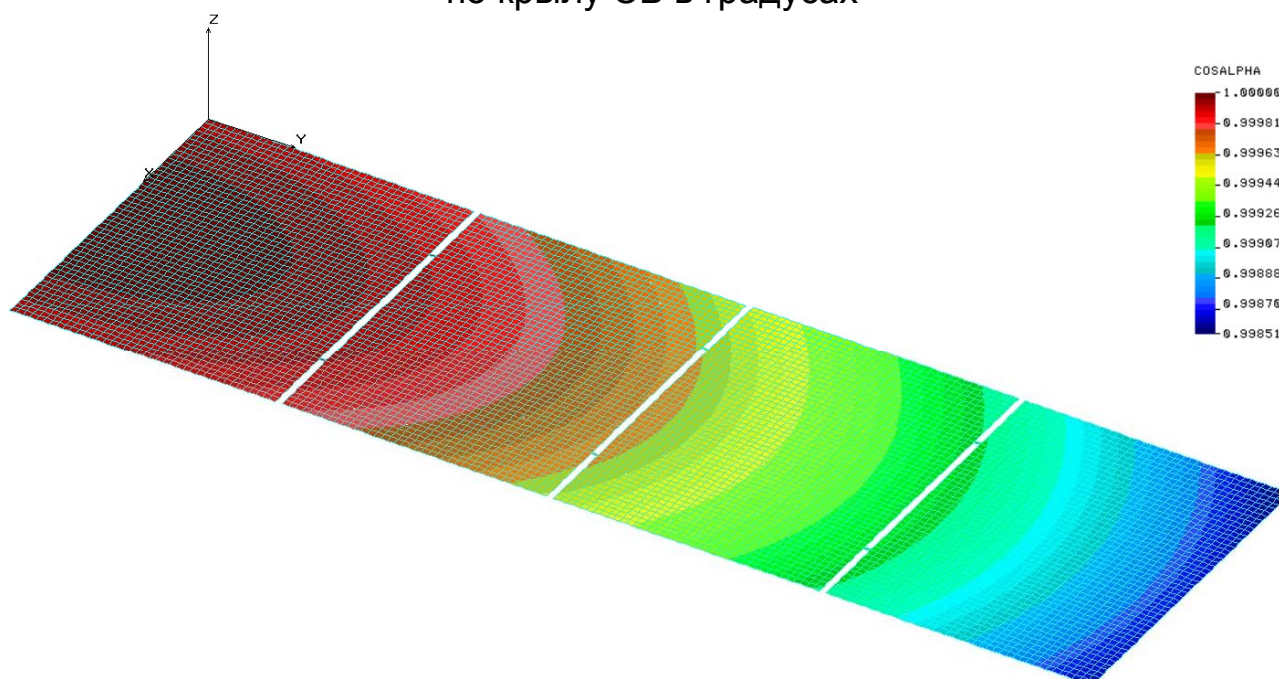


Рисунок 19 – Распределение коэффициента снижения освещенности по крылу СБ

Анализ распределения с использованием зависимости (4) показал, что K_{COO} для панели 1 составил 0,006% (что совпало с предыдущим значением); для панели 2 – 0,023%; для панели 3 – 0,057%; для панели 4 – 0,108%. Для крыла в целом K_{COO} составил всего 0,048%.

Выводы

Проведенные численные эксперименты показали, что для традиционной сотовой плоской панели СБ, а также крыльев, состоящих из таких панелей, при современном уровне требований снижение общей освещенности не превышает 1%. В то же время эта проблема может оказаться существенной для иных КСС, в частности для концентраторных панелей СБ с чувствительными к отклонениям оптическими системами например линзами Френеля.

Список использованных источников

1. Солнечные энергосистемы космических аппаратов. Физическое и математическое моделирование / К.В. Безручко, Н.В. Белан, Д.Г. Белов [и др.]; под ред. академика НАН Украины С.Н. Конюхова. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2000. – 515 с.
2. Солнечные батареи автоматических космических аппаратов / К.В. Безручко, В.Ф. Гайдуков, С.В. Губин [и др.]. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2001. – 276 с.
3. Царицынский, А.А. Минимизация массы сотовой панели солнечной батареи из полимерных композиционных материалов / А.А. Царицынский // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов V междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 5-7 июня 2013 г. – Днепропетровск, 2013. – С. 254 – 260.
4. Солнечная энергетика: учеб. пособие для вузов / В.И. Виссарионов, Г.В. Дерюгина, В.А. Кузнецова, Н.К. Малинин; под ред. В.И. Виссарионова. – М.: Издательский дом МЭИ, 2008. – 276 с.
5. Губин, С.В. Оценка освещенности и температуры солнечных батарей молодежного спутника / С.В. Губин, И.Г. Бурым, В.В. Дебелый // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – №1(98). – С. 94–101.

Поступила в редакцию 27.03.2015.

*Рецензент: канд. техн. наук, проф. В.В. Кириченко,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*