

## Исследование устойчивости подкрепленных панелей планера

*Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова,  
Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

Вопросы устойчивости панелей входят в категорию наиболее важных критериев прочности при проектировании планера, т.к. в большинстве расчетных случаев являются определяющими при выборе геометрии конструктивных элементов и их взаиморасположении. Разнообразие форм потери устойчивости и значительные трудности при определении точного теоретического решения данных задач требуют от проектировщика определенного опыта работы в данной области, а также наличия экспериментальных исследований. В то же время развитие информационно-вычислительных технологий предоставляет возможность реализации и внедрения в процесс проектирования новых методов решения, позволяющих с достаточной точностью промоделировать процесс нагружения панели, определить критические нагрузки, а также исследовать закритическое поведение конструкции. Одним из таких методов является метод конечных элементов (МКЭ).

В данной статье рассматриваются вопросы, связанные с особенностями моделирования и расчета подкрепленных панелей планера с помощью системы конечно-элементного анализа MSC.Nastran [1, 2].

Объектом исследования является образец верхней панели крыла. Панель – однопролетная длиной  $L = 555$  мм монолитная с тавровым подкреплением, материал – В95пчТ2 (рис.1).

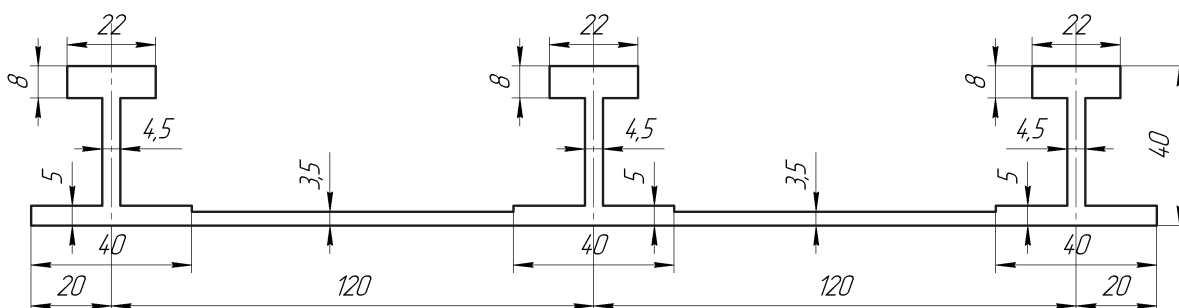


Рис.1. Геометрические параметры панели

Проведение статического испытания позволило определить характер поведения панели при сжатии, а также установить величину сжимающей нагрузки [3]. Испытание проводилось в универсальных серво-гидравлических машинах УИМ-100 и УИМ-250 (рис.2).

Испытываемый образец торцевыми плоскостями устанавливался в специальное приспособление таким образом, чтобы его центр тяжести совпадал с линией действия силы. При этом торцы образца притирались к плоскостям опорных плит до зазора менее 10 мкм. Контроль равномерности нагружения производился с помощью тензорезисторов, наклеенных в трех сечениях образца (А-А, Б-Б, А1-А1). Испытание образца проводилось до разрушения. Величина разрушающей нагрузки составила  $P_{\text{разр}} = 89,6 \cdot 90$  Н. Графики показаний некоторых

датчиков и фотоиллюстрации представлены ниже в сравнении с результатами конечно-элементного анализа (рис.7-9)

Проведем сравнительный анализ экспериментальных данных и результатов расчета МКЭ. Панель моделируем объемными шестигранными элементами (Hexahedral), тем самым, сохранив геометрические и инерционные параметры панели. Граничные условия достаточно просты и реализуются при помощи жесткого элемента (Rigid), имитирующего специальное приспособление, что позволяет обеспечить равномерное поле деформаций и шарнирное опирание. Для этого в независимом узле жесткого элемента, вынесенного на величину расстояния от торца панели до линии контакта, организуется шарнирная заделка (рис.3), разрешающая панели выходить из своей плоскости (запрещаемые степени свободы: TX, TY, TZ, RY, RZ – для одного торца и TX, TY, RY, RZ – для другого).

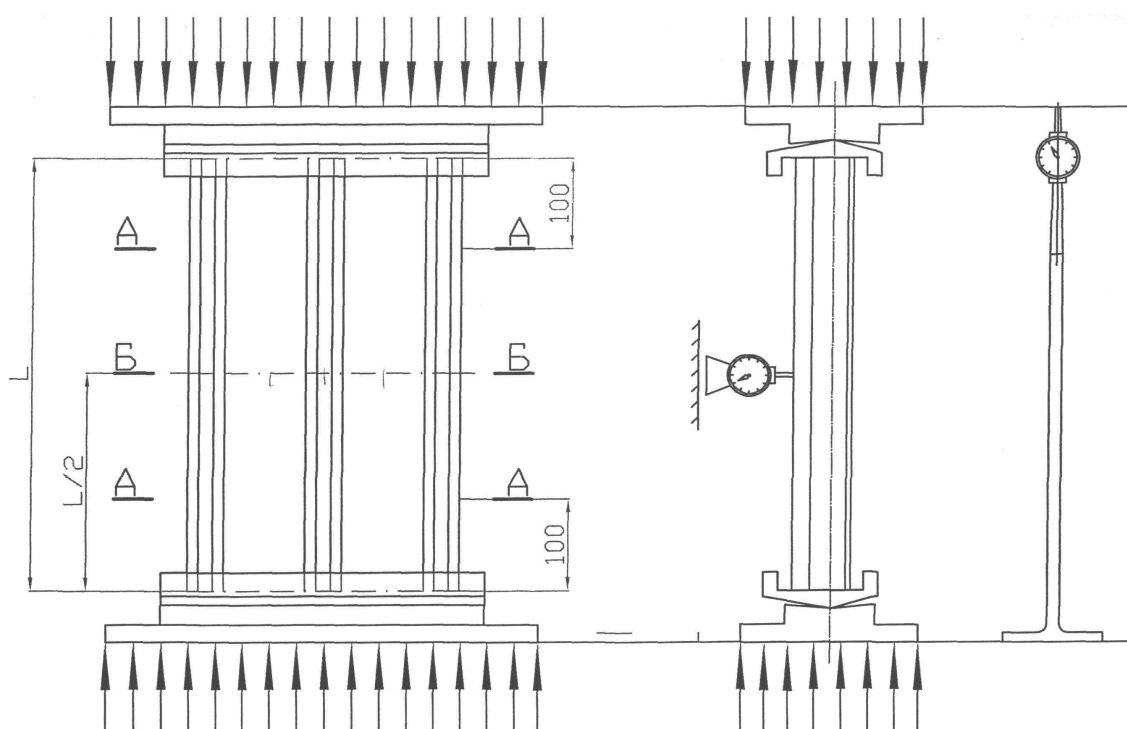


Рис.2. Общий вид установки образца в испытательной машине и схема размещения контрольных сечений и индикаторов перемещения

Программный пакет MSC.Nastran предоставляет по меньшей мере 2 способа расчета на устойчивость: линейный анализ на устойчивость по Эйлеру (Buckling) и нелинейный (Nonlinear Static) [1, 2]. В первом случае вследствие отсутствия учета как физической, так и геометрической нелинейности имеется возможность получить лишь оценочную характеристику потери устойчивости. Данный метод расчета предлагается использовать лишь на первом этапе проектирования для получения предельного (максимального) значения критической нагрузки, которая в реальных условиях будет меньше. В тоже время нелинейный статический анализ позволяет как можно больше приблизиться к действительности. Результаты по первому и второму типу анализа представлены ниже, расчетная нагрузка  $P = 100\delta\delta$  (рис.3).

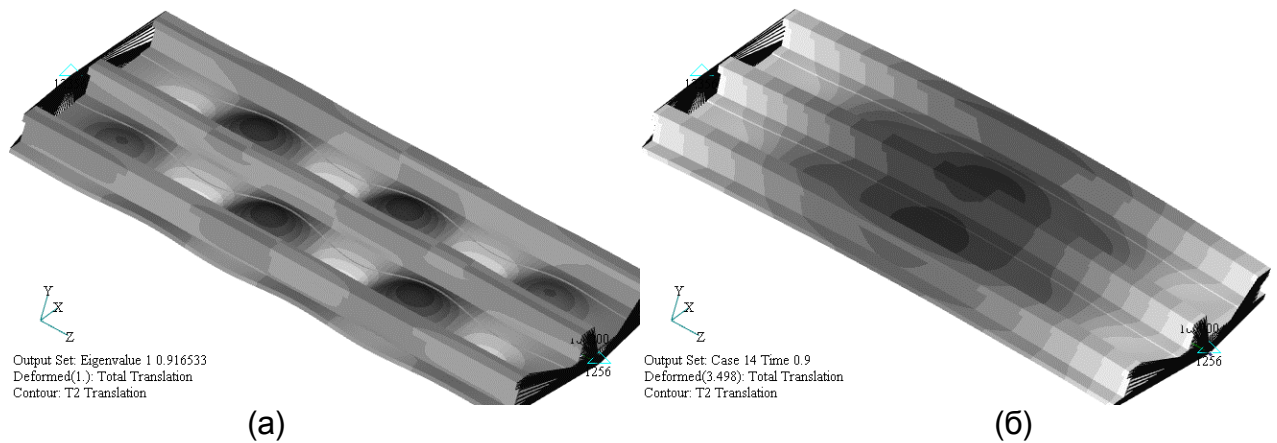


Рис.3. Деформированное состояние: а) первая форма потери устойчивости по Эйлеру; б) нелинейный анализ

Результатом анализа на устойчивость по Эйлеру является собственное число (Eigenvalue), которое представляет собой не что иное, как коэффициент, равный отношению критической нагрузки к действующей. В данном случае величина критической нагрузки по Эйлеру составила  $P_{\epsilon\delta} = 0,9165 \cdot 100 = 91,65 \text{ дн}$ . Результат нелинейного анализа – шаг нагружения (Time) – доля нагрузка, при которой оканчивается расчет:  $P_{\epsilon\delta} = 0,9 \cdot 100 = 90 \text{ дн}$ .

При нелинейном статическом анализе использовалась кривая деформирования материала, полученная аппроксимированием результатов испытания на разрыв образцов, вырезанных из обшивки панели (рис.4).

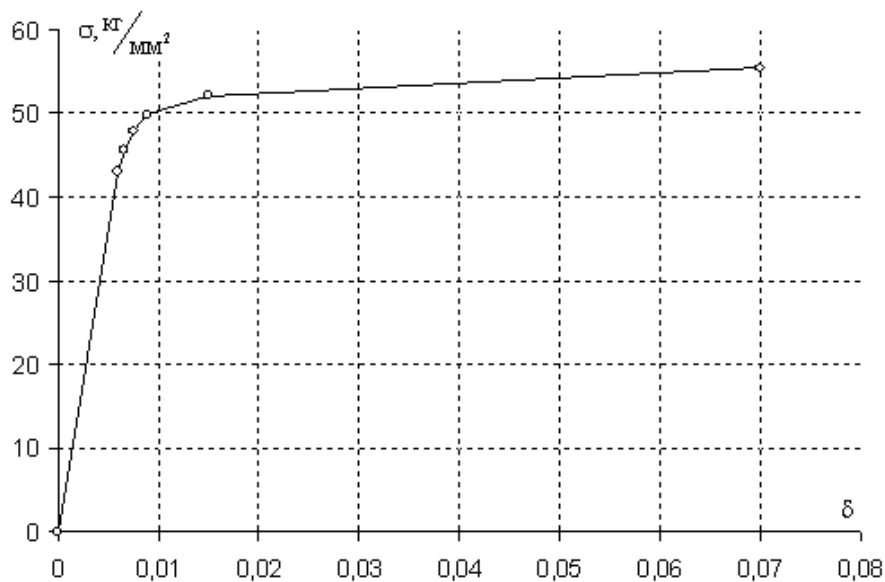


Рис.4. Кривая деформирования материала B95пчТ2

Что касается метода решения, то он может быть в принципе любым, однако следует отметить, что в случае необходимости исследования за критической области следует использовать Метод Дуги (Arc-Length Method).

Характерным параметром, оказывающим значительное влияние на получаемый результат при шарнирном опирании, является расположение

независимого узла жесткого элемента по оси Y. По условию проведения эксперимента линия действия силы должна проходить через центр тяжести образца, однако следует отметить, что в реальных условиях данное требование невозможно выполнить с идеальной точностью, как следствие появляется эксцентриситет приложения силы. Данная погрешность приводит к варьированию критической нагрузки, а также определяет вид потери устойчивости (рис.5).

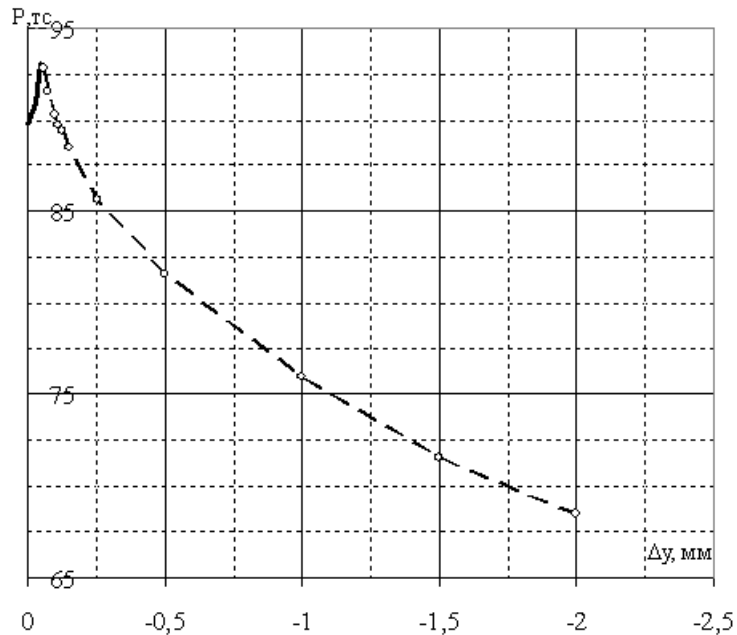


Рис.5 Влияние эксцентриситета приложения нагрузки на характер потери устойчивости:  
сплошная линия – при выпучивании на полотно панели, пунктир – при выпучивании на «шапку» стрингера

Как следует из графика для получения искомой потери устойчивости достаточно заведомо сместить точку шарнира на величину  $\Delta y = -0,09..-0,12$  м.

Результаты расчета нелинейного анализа в сравнении с показаниями тензодатчиков представлены ниже для каналов 8-11,20-21 сечения Б-Б (рис.6-9)

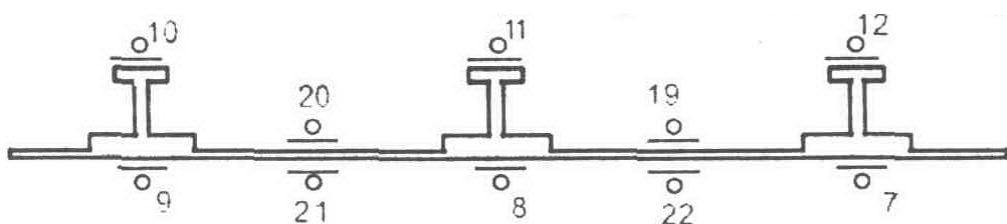
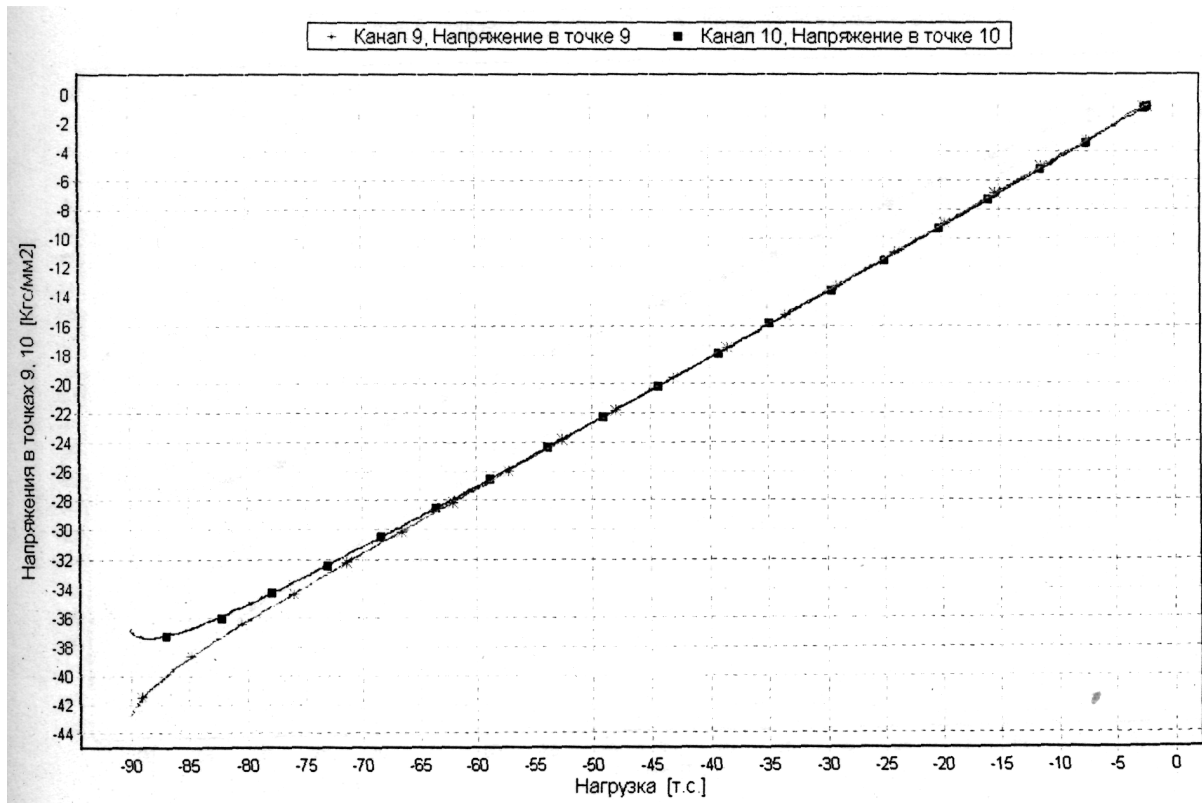
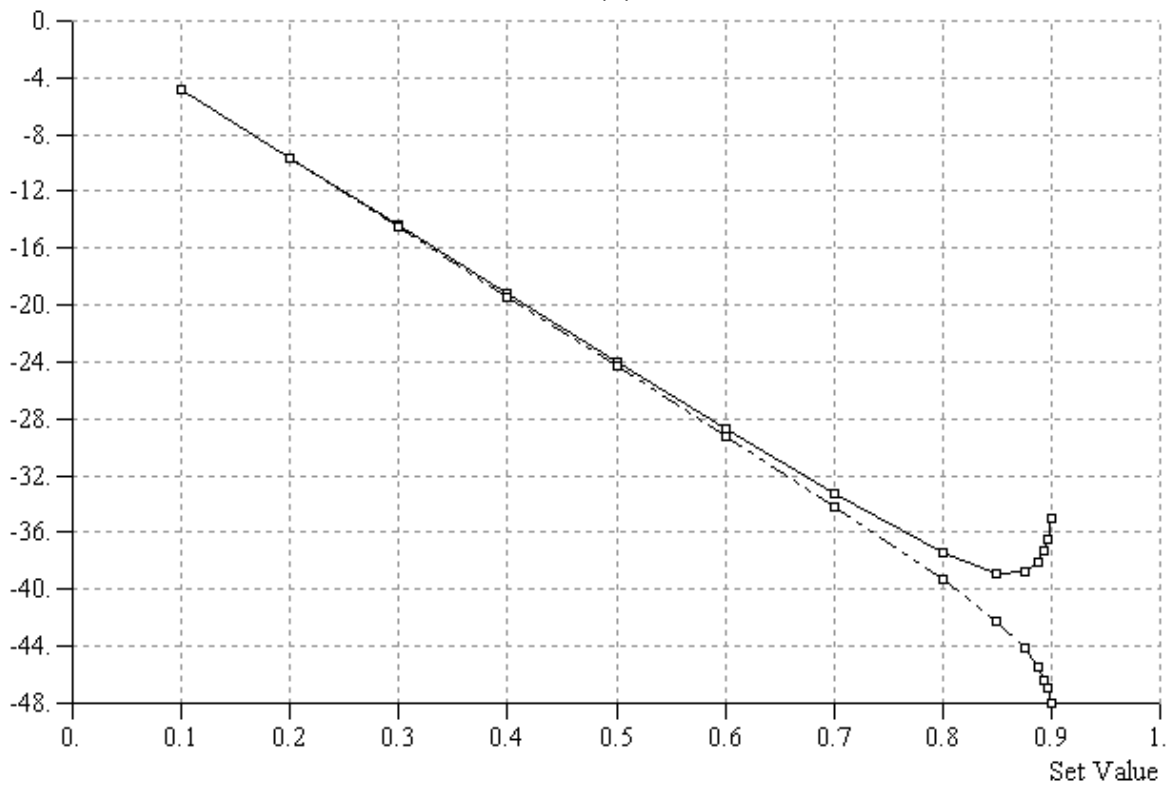


Рис.6. Схема расположения тензодатчиков в сечении Б-Б

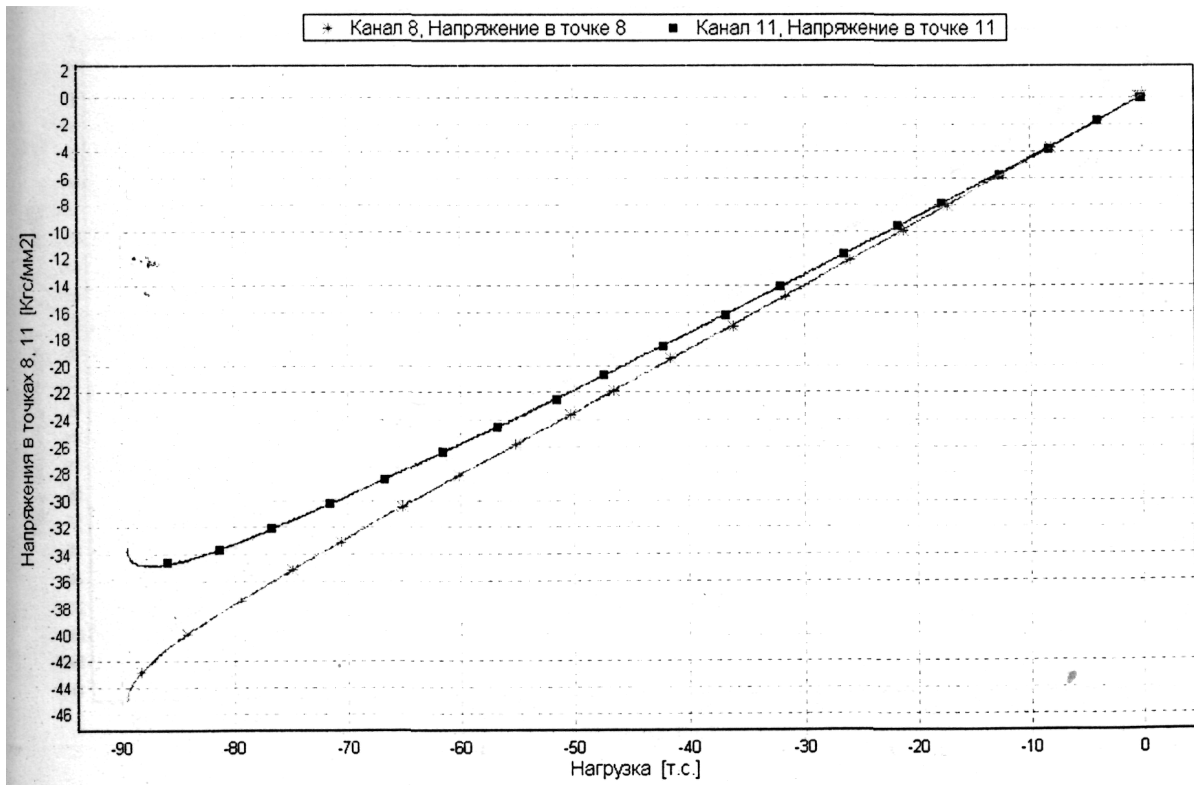


(a)

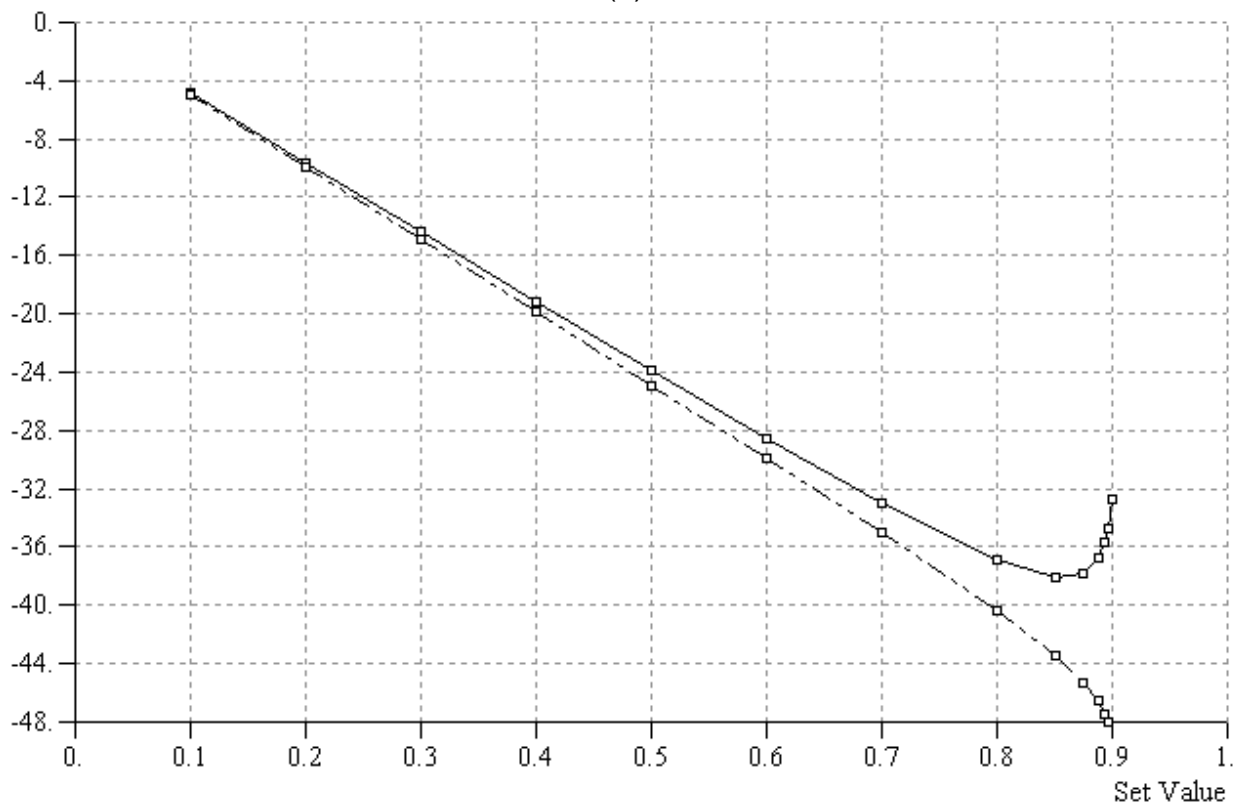


(б)

Рис.7. Зависимость напряжений от величины нагрузки (канал 9,10): а) показания тензодатчиков; б) результаты расчета МКЭ

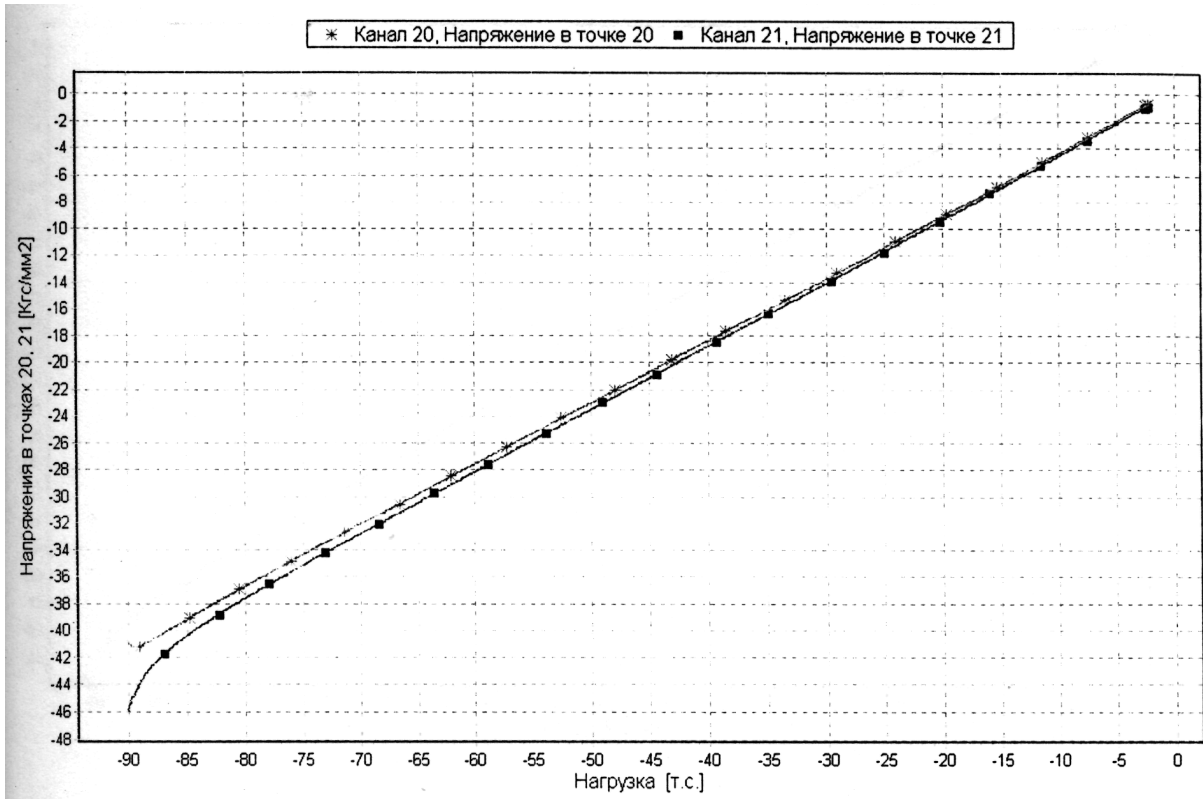


(а)

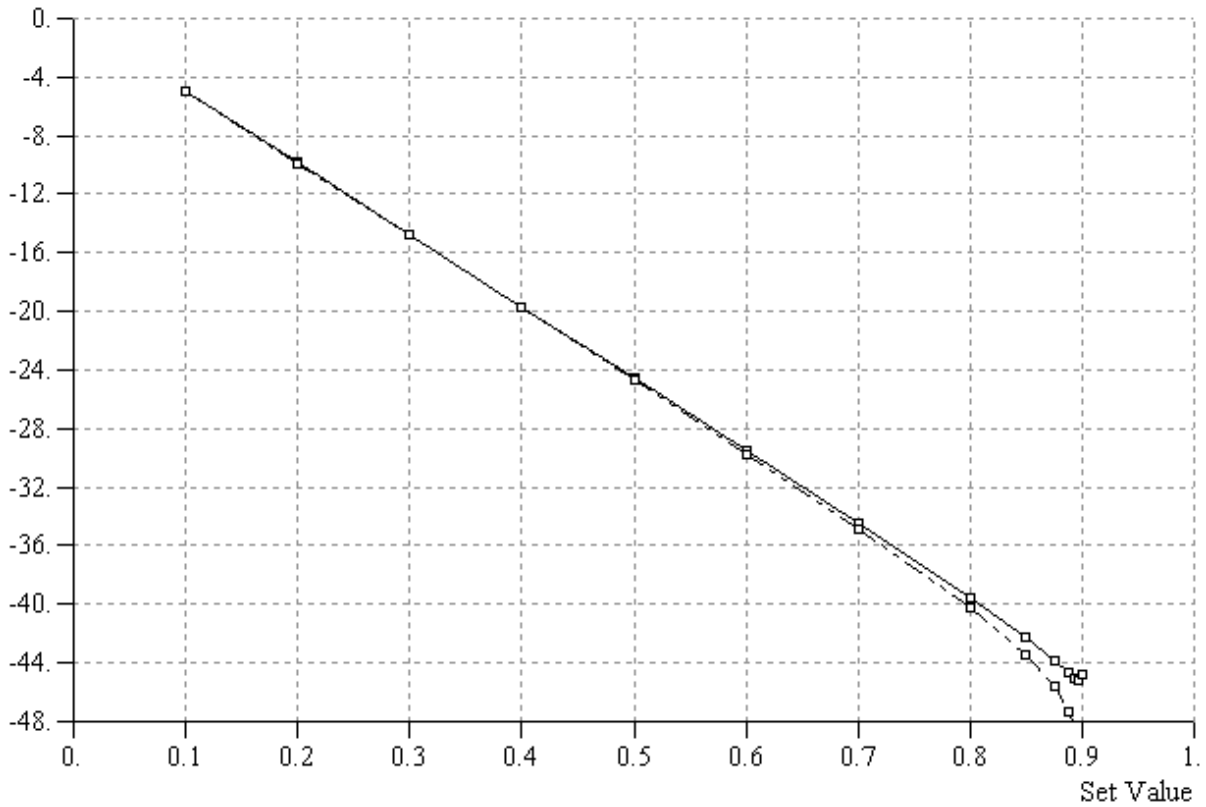


(б)

Рис.8. Зависимость напряжений от величины нагрузки (канал 8,11): а) показания тензодатчиков; б) результаты расчета МКЭ



(a)



(б)

Рис.9. Зависимость напряжений от величины нагрузки (канал 20,21): а) показания тензодатчиков; б) результаты расчета МКЭ

Из представленных выше результатов очевидно достаточно хорошее совпадение результатов расчета МКЭ с экспериментальными данными. Графики практически повторяют друг друга. Но следует отметить небольшое отклонение по величинам напряжений для одних и тех же значений нагрузок. Этот факт свидетельствует об геометрических отклонениях натурального образца от расчетной модели, что обусловлено несовершенством технологического процесса изготовления образца.

Таким образом при использовании метода конечных элементов для исследования устойчивости подкрепленных панелей следует обратить внимание на следующие аспекты:

- 1) выбор логически обоснованных граничных условий;
- 2) принятие решения о характере приложения нагрузки;
- 3) задание соответствующей кривой деформирования материала.

### **Выводы**

1. Рассмотрены вопросы, связанные с особенностями моделирования и расчета подкрепленных панелей планера с помощью системы конечно-элементного анализа MSC.Nastran.
2. Проведен сравнительный анализ результатов расчета конечно-элементной модели с натурными испытаниями.

### **Список литературы**

1. Рычков С.П. MSC.VisualNASTRAN для Windows. – М.: NT Press, 2004 – 547с.
2. Шимкович Д.Г. Расчет конструкций в MSC/NASTRAN for Windows. – М.: ДМК, 2001 – 446с.
3. Отчет об испытаниях на статическое сжатие. – К.: АНТК им. О.К.Антонова, 2005.