

УЧРЕЖДЕНИЕ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК
ИНСТИТУТ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ РАН



Пр-2155

**Е. Н. Чумаченко, Т. В. Полякова,
С. А. Аксенов, С. А. Бобер, И. В. Логашина,
В. Н. Корзо, О. С. Ерохина**

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ
В НЕЛИНЕЙНОЙ МЕХАНИКЕ
(ОБЗОР ПРОГРАММНЫХ КОМПЛЕКСОВ
ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ МОДЕЛИРОВАНИЯ
СЛОЖНЫХ СИСТЕМ)**

Представлено к печати
зам. директора ИКИ РАН
Р.Р. Назировым

**МОСКВА
2009**

Mathematical modeling in nonlinear mechanics

(The review of software systems designed to meet the challenges of complex systems simulation)

E. N. Chumachenko^{1,2}, *T. V. Polyakova*^{1,2}, *S. A. Aksenov*^{1,2},
S. A. Bober^{1,2}, *I. V. Logashina*^{1,2}, *V. N. Korzo*², *O. S. Erokhina*¹

¹ Space Research Institute

² Moscow State Institute of Electronics and Mathematics

It is impossible for the enterprises to become competitive in business today without use of information technologies. The leading role among them belongs to the CAD/CAM/CAE/PDM-software systems, i.e., the automated systems for design and development, technological preparation of manufacture and engineering data management.

The process of implementation and practical use of systems for design and engineering data management is a complex and multi-stage task. This paper was attempt to reveal the basic principles and the positions put in the concept of a choice of computing systems, the analysis of solutions of the various problems facing the IKI RAN.

Keywords: review, CAD/CAM/CAE/PDM-software systems, FEM, modelling, Jupiter moon Europe, kriobot, ice melting, spacecraft design

Математическое моделирование в нелинейной механике

(Обзор программных комплексов для решения задач моделирования сложных систем)

Е. Н. Чумаченко^{1,2}, *Т. В. Полякова*^{1,2}, *С. А. Аксенов*^{1,2},
С. А. Бобер^{1,2}, *И. В. Логашина*^{1,2}, *В. Н. Корзо*², *О. С. Ерохина*¹

¹ ИКИ РАН

² ГОУ ВПО «Московский государственный институт электроники и математики (технический университет)»

Стать конкурентоспособным в бизнесе для предприятий сегодня немисливо без использования информационных технологий (ИТ). Ведущая роль среди них принадлежит CAD/CAM/CAE/PDM-комплексам, т. е. автоматизированным системам проектирования и конструирования, технологической подготовки производства и управления инженерными данными.

Процесс внедрения и практического использования систем проектирования и управления инженерными данными — это комплексная и многоэтапная задача. В настоящей работе была предпринята попытка раскрыть основные принципы и положения, заложенные в концепцию выбора вычислительных систем, проведен анализ решений различных задач, стоящих перед ИКИ РАН.

Ключевые слова: обзор, CAD/CAM/CAE/PDM-комплексы, МКЭ, моделирование, спутник Юпитера Европа, криобот, протаивание льда, моделирование космических аппаратов

ПРЕДИСЛОВИЕ

В Учреждении Российской академии наук «Институт космических исследований РАН» (ИКИ РАН) в настоящее время ведутся интенсивные исследования в области математического моделирования и прогнозирования природных и техногенных процессов, происходящих как на Земле, так и на поверхности далеких планет и их спутников. Для этого, совместно с кафедрой Математического моделирования Московского государственного института электроники и математики (МИЭМ), разрабатываются мощные вычислительные системы, одной из которых является многоцелевая вычислительная система SPLEN (www.kommek.ru). С ее помощью выполняется моделирование нелинейных процессов, обладающих высоким уровнем наукоемкости. Приведем несколько примеров таких расчетов.

В процессе проводимых под руководством академика Л. М. Зеленого исследований перспективного проекта изучения спутника Юпитера Европы анализировалась идея создания криоботов — оборудования для проникновения через толщу льда в воды океана Европы [1]. Процесс проникновения (рис. 1) — очень дорогостоящий и, несомненно, требующий предварительной теоретической проработки. Оборудование должно быть максимально компактно и эффективно. Понятно, что ограничения на габариты и массу связаны с трудностями транспортировки оборудования на поверхность изучаемого объекта. Форма криобота (рис. 2) обуславливает энергозатраты на обеспечение его перемещения в ледяных структурах. Анализ напряженно-деформированного состояния процесса «протаивания» ледяных структур позволил сделать численные оценки, дающие представление о проблемах, которые необходимо решать разработчикам (конструкторам) и пользователям (заказчикам) криобота. Было показано, что в жидкости вокруг капсулы

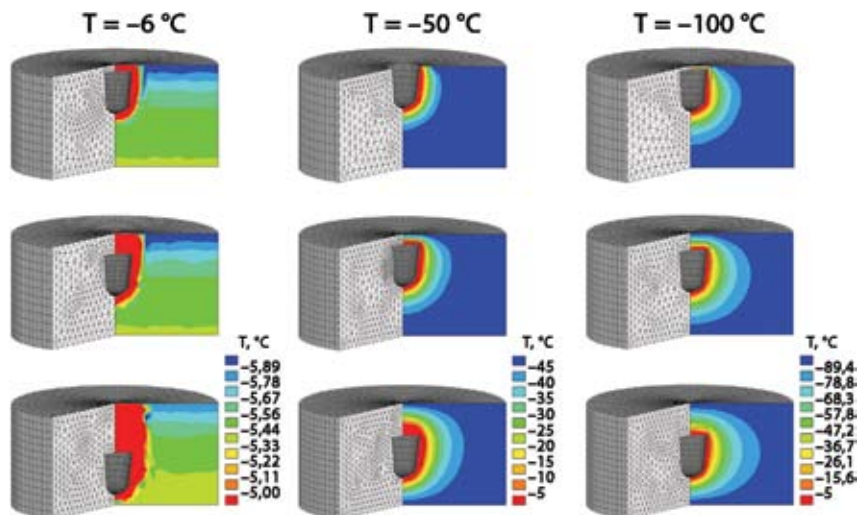


Рис. 1. Расчет температурных полей вокруг капсулы криобота, нагретой до 30 °С, в ледяных структурах температурой –6, –50 и –100 °С

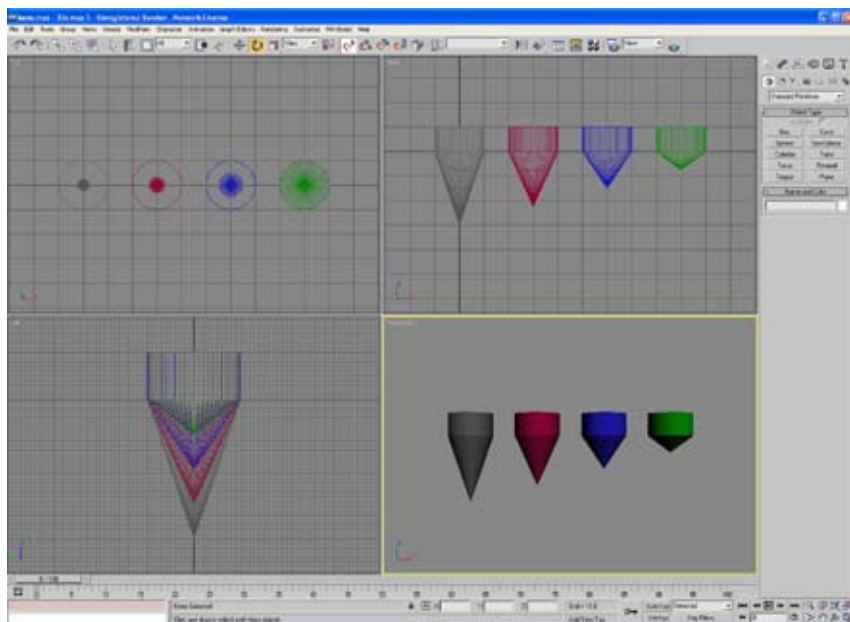


Рис. 2. Различные формы атакующей части криобота

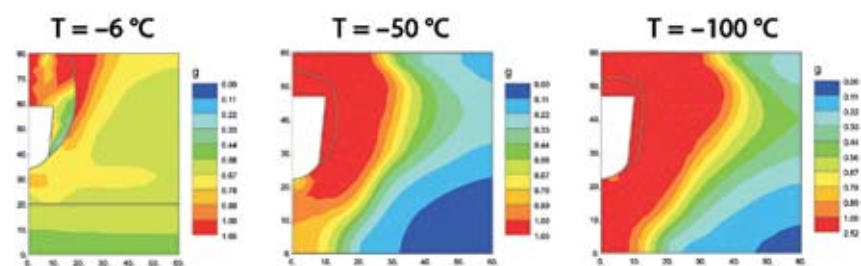


Рис. 3. Поля разрушений, возникающих в ледяных структурах, охлажденных до различных температур, при прохождении сквозь них нагретой до +30 °С капсулы криобота

может развиваться высокое гидростатическое давление, т. е. наравне с проблемой поддержания температуры в капсуле актуальной является и необходимость ее защиты от высокого давления. Существенным фактором оказалось образование ледовой крошки в окрестности капсулы (рис. 3). Образование крошки может как замедлить проникновение в толщу льда, так и ускорить этот процесс при организации соответствующих способов (технологий) прохождения. Непрерывное изменение плотности, давления и вязкости в окружающей капсулу среде делают задачу нелинейной сразу по многим параметрам.

Еще одно направление исследований, обусловленное предстоящей миссией к Европе, связано с математическим моделированием процессов образования хаотически расположенных особенностей рельефа на поверхности спутника Юпитера [2, 3]. При разработке конструкции посадочного модуля важно не только максимально подробно изучить форму и особенности рельефа поверхности в районе посадки, но и приобрести знания о достоверных гипотезах образования и возможной эволюции этого участка планеты Европы.

И, естественно, значительная доля расчетов приходится на область проектирования и изготовления приборов высокой точности, работающих в экстремальных условиях космоса. Приведем пример, когда на основе математического моделирования поведения элементов лазерного гироскопа была усовершенствована технология его изготовления.

При изготовлении и эксплуатации прецизионных оптических приборов приходится предпринимать специальные меры для сохранения формы отдельных ответственных поверхностей их элементов. Расчеты проводились для конструкции сварного ввода газового лазера [4]. Этот элемент конструкции газового лазера предназначен для передачи электрического разряда внутрь герметичного корпуса прибора. В свою очередь, сам прибор является частью гироскопа для системы дальней космической связи. Сегодня, когда идет активная подготовка к миссии на спутник Юпитера Европу, это направление исследований очень актуально. Научно-исследовательские работы выполняются в Учреждении Российской академии наук «Институт космических исследований РАН» при поддержке РФФИ, проект № 09-08-00204-а.

Анализ полученных результатов моделирования термонапряженно-деформированного состояния (ТНДС) в окрестности электрического ввода в конструкции кольцевого лазера типа ЗЛК-16 позволил выявить температурные зависимости нежелательных деформаций, возникающих при высокотемпературном соединении оптических деталей из металлов с низким пределом текучести, а также при эксплуатации сварного ввода газового лазера.

В результате проведенных исследований была предложена новая технологическая операция охлаждения части конструкции лазера, находящейся в состоянии активного температурного пластического нагружения [5–7], что позволило обеспечить его высокую надежность. Кроме того, был предложен способ локализации деформаций путем выполнения проточки вокруг зоны приварки алюминиевого электрода.

Проведенные в ФГУП НИИ «Полюс» эксперименты по изменению кривизны поверхности оптического контакта в широком температурном диапазоне с помощью лазерного интерферометра подтвердили эффективность предложенных рекомендаций и высокую степень достоверности полученных результатов.

К сожалению, следует признать, что мощности собственных средств компьютерного моделирования нелинейных физико-механических систем для комплексного решения выше упомянутых и большого класса других задач, входящих в традиционный круг интересов ИКИ РАН, в настоящее время не достаточно. Представленные на рынке наукоемкой продукции вычислительные системы обладают очень развитыми сервисными возможностями,

позволяющими эффективно их применять к решению сложнопрофильных конструкционных задач.

В связи с этим перед нами была поставлена задача — из большого числа разнообразных отечественных и зарубежных вычислительных комплексов выбрать те, которые могли бы наиболее эффективно использоваться в системе Академии наук для решения научно-исследовательских и прикладных задач, входящих в круг научных интересов Института космических исследований.

ОБЗОР И АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ НАИБОЛЕЕ ИЗВЕСТНЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ КОМПЛЕКСОВ

В настоящее время существует большое количество российских и зарубежных систем автоматизированного проектирования (САПР) или CAD (Computer-Aided Design), использующихся обычно совместно с системами автоматизации инженерных расчетов и анализа (CAE), которые позволяют выполнять задачи моделирования процессов в различных комбинированных средах. В частности, среди российских CAD наиболее распространенными являются **T-FLEX CAD**, **КОМПАС**, **APM WinMachine**, среди САПР мировых производителей — **AutoCAD**, **Autodesk**, **NX**, **Solid Edge**, **CATIA**, **Pro/ENGINEER**, **SolidWorks**.

Программное обеспечение типа CAE выполняет самую разнообразную работу по расчету напряжений, деформаций, теплообмена, распределения магнитного поля, потока жидкостей и других параметров сплошных сред. К наиболее распространенным CAE-системам можно отнести **ANSYS**, **LS-DYNA**, **Nastran**, **Abaqus**, **T-FLEX CAE**, **Deform**, **Qform** и пр. Следует отметить, что системы типа CAE делятся на узкоспециализированные (например, **Deform** и **Qform**) и ориентированные на решение широкого спектра задач, такие как продукты **ANSYS** (ANSYS, Inc.), **Nastran** (MSC.Software Corporation), **Abaqus** (Abaqus, Inc.).

Конкретизируем еще раз цель настоящего обзора — выбрать систему, которая с нашей точки зрения наиболее интересна для проведения расчетов поведения сложных физико-механических систем в рамках задач, решаемых в Институте космических исследований. При этом выбираемое CAD/CAE-программное обеспечение должно удовлетворять следующим требованиям:

- многолетний опыт использования выбираемой системы для расчета задач по направлению фундаментальных исследований космического пространства, т. е. основной критерий выбора системы — широкий круг решаемых задач в аэрокосмической отрасли;
- возможность стыковки программ собственной разработки в этой отрасли с имеющейся CAD-системой;
- наибольшая универсальность системы и возможность дальнейшего использования продуктов той же фирмы для решения более широкого круга задач в области твердотельного моделирования и выполнения расчетов методом конечных элементов;
- открытость и гибкость (пользовательское программирование, которое позволяет осуществлять стыковку внутренних разработок фирмы, а также программ сторонних разработчиков с выбираемой системой моделирования; встроенный язык программирования для задания свойств материалов, граничных условий и др., т. е. язык, который дает возможность осуществлять автоматизацию часто повторяющихся расчетов для однотипных задач и позволяет реализовать многошаговые алгоритмы расчетов);
- популярность системы не только в России, но и за рубежом.

При обзоре примеров расчета мы старались охватить как можно более широкий круг проблем. Конечно, прежде всего, рассматривались компьютерные системы, пригодные для расчета конструктивных задач в аэрокосмической отрасли, для анализа моделируемого объекта на прочность и термпрочность. Но учитывалась также и возможность применения систем для моделирования технологических процессов в самых различных областях (например, в уже выше упомянутых процессах, связанных с подготовкой миссии к Европе, в области промышленного получения деталей конструкций летательных аппаратов посредством применения традиционных и вновь разрабатываемых методов обработки металлов давлением и т. д.). Наиболее популярными программными пакетами, ориентированными на решение данного круга задач, являются продукты компаний MSC.Software Corporation (**Marc**, **Nastran**, **Patran**), ANSYS, Inc. (**ANSYS**, **LS-DYNA**). Поскольку пакеты конечно-элементного моделирования имеют относительно слабые возможности твердотельного моделирования, необходимо

было выбрать также CAD-систему, совместимую с возможностями CAE-системы.

Обзор возможностей программных комплексов составлялся по материалам конференций пользователей программных продуктов компаний MSC.Software Corporation и ANSYS, Inc. [8–27], специализированным журналам [28, 29, 42–44], публикуемым в Интернете статьям коммерческих компаний, занимающихся выполнением расчетных работ в перечисленных системах [30–41].

Примеры задач, решаемых с помощью программных комплексов компании MSC.Software Corporation

MSC.Software Corporation разрабатывает и поставляет программные продукты, системы и услуги в области информационных технологий. Пользователями программного обеспечения фирмы MSC.Software являются предприятия авиакосмической, автомобильной, электронной и других отраслей промышленности, а также высшие учебные заведения. Компания сотрудничает с крупнейшими мировыми производителями, такими как BMW, DaimlerChrysler, Fiat, GM, Ford, Nissan, Toyota, Boeing, Airbus, Lockheed Martin, United Technologies, Dupont, Eastman Kodak, Motorola и др. Предлагаемые технологии инженерного анализа позволяют пользователям программных продуктов MSC.Software существенно сократить затраты на проектирование изделий, а также значительно повысить эффективность их производства.

Для моделирования задач конструкционного типа используются **MSC.Patran** и **MSC.Nastran**.

MSC.Patran — программный продукт с открытой архитектурой, обеспечивающий интеграцию автоматизированных систем проектирования, моделирования, анализа и оценки результатов расчетов. В качестве основных функций графического модуля можно выделить:

- прямой доступ к CAD-геометрии, интеграцию с системами анализа как компании MSC.Software Corporation, так и третьих фирм;
- возможности создания и модификации геометрических моделей;
- «управляемую» генерацию 1-, 2- и 3-мерных сеток;

- приложение нагрузок, граничных условий, свойств материалов и элементов непосредственно к геометрическим примитивам;
- определение графическим способом и визуальное отображение переменных нагрузок и температурно-зависимых свойств материалов;
- мощные возможности анализа результатов расчетов, включая использование цветовой и векторной индикации, изоповерхностей, линий «тока», анимации, построения графиков;
- автоматическую запись в специальный файл всех выполненных команд с возможностью его повторного использования (например, в целях параметрических исследований);
- язык программирования Patran Command Language (PCL) для интеграции собственных программных разработок в среду MSC.Patran;
- интерактивную контекстную помощь в режиме *on-line*.

MSC.Nastran — это конечно-элементная программная система, которая обеспечивает полный набор расчетов, включая расчет напряженно-деформированного состояния, собственных частот и форм колебаний, анализ устойчивости, решение задач теплопередачи, исследование установившихся и неустановившихся процессов, акустических явлений, нелинейных статических процессов, нелинейных динамических переходных процессов, расчет критических частот и вибраций роторных машин, анализ частотных характеристик при воздействии случайных нагрузок, спектральный анализ и исследование аэроупругости. Предусмотрена возможность моделирования практически всех типов материалов, включая композитные и гиперупругие. Расширенные функции включают технологию суперэлементов (подконструкций), модальный синтез и макроязык DMAP для создания пользовательских приложений. **MSC.Nastran** может использоваться и для оптимизации проектов.

Продукты **MSC.Patran** и **MSC.Nastran** широко применяются:

- при проектировании космических аппаратов (КА) [8] (рис. 4–6);
- в ракетной промышленности [9–11] (рис. 7–10);
- при моделировании деталей авиационных и стационарных газотурбинных двигателей [12–16] (рис. 11–15);
- в авиационной промышленности при проектировании самолетов [17] (рис. 16–18).

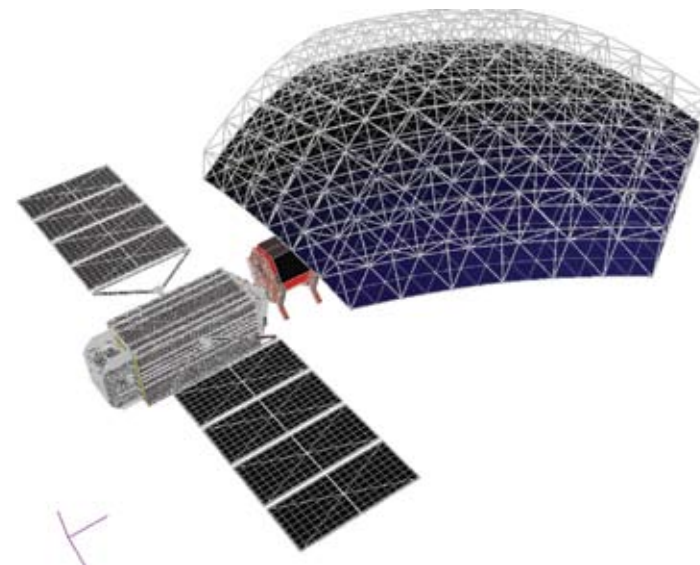


Рис. 4. Расчетная модель МКА в автономном полете: CAE-модель в MSC.Patran [8] (ФГУП «НПО машиностроения»)

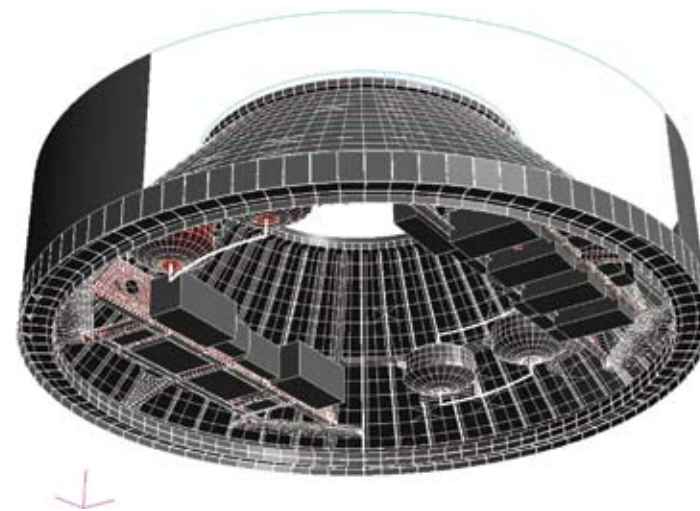


Рис. 5. Отсек измерительной аппаратуры РН «Стрела»: CAE-модель в MSC.Patran [8] (ФГУП «НПО машиностроения»)

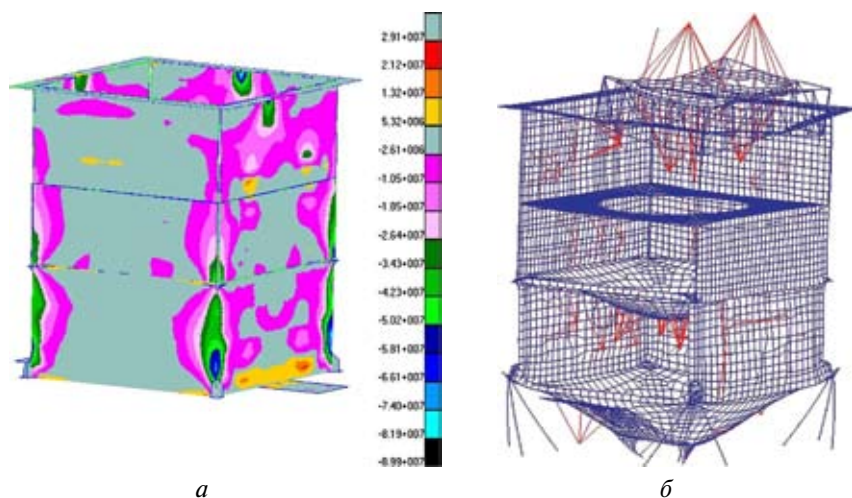


Рис. 6. Расчет прочности КА РАМОС: *a* — распределение напряжений в несущих слоях трехслойных приборных панелей КА (расчет выполнен при помощи MSC.Nastran); *б* — деформированный вид КА [9]

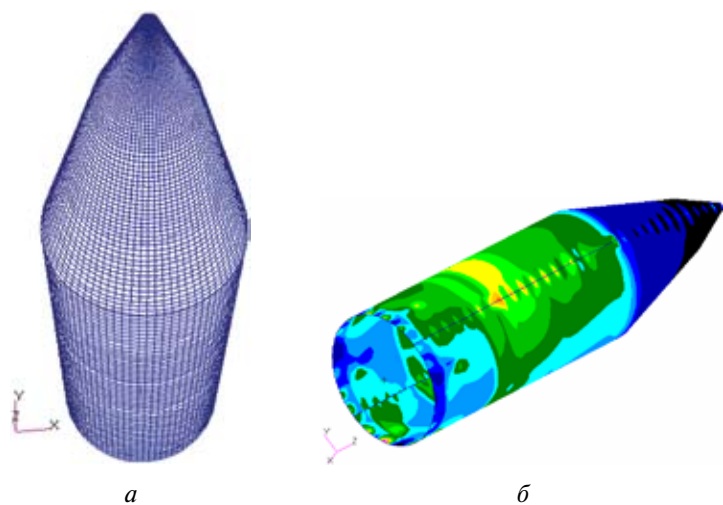


Рис. 7. *a* — расчетная модель нового головного отсека (ГО); *б* — распределение напряжений во внутреннем несущем слое обечак ГО для РН «Протон-М» [9]

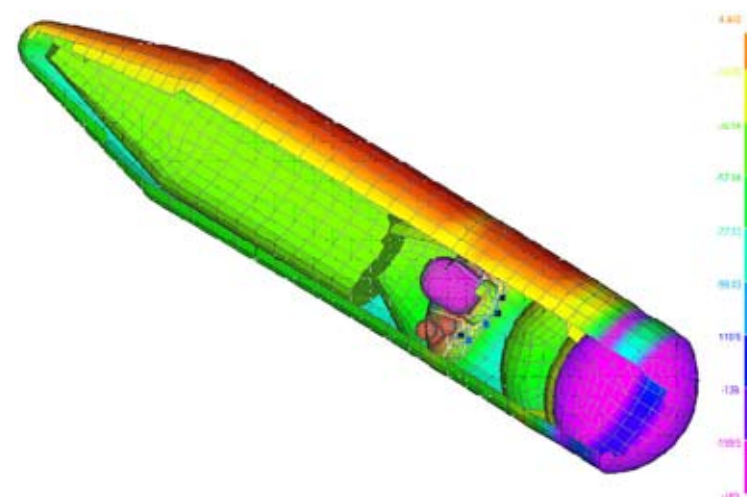


Рис. 8. Вторая ступень РН «Единство» [10] (Государственный ракетный центр им. акад. В. П. Макеева)

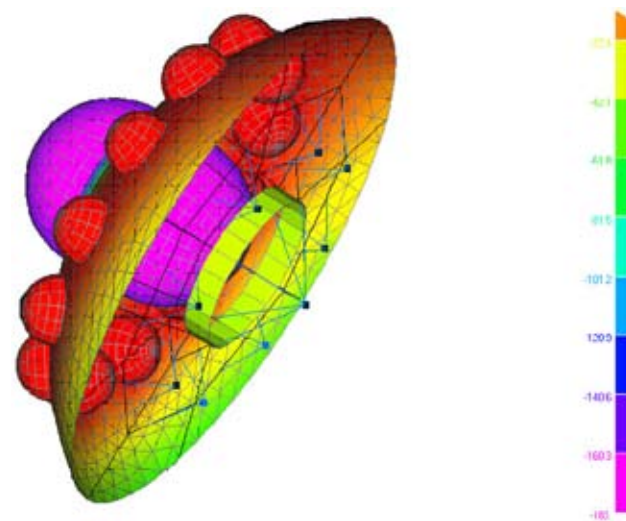


Рис. 9. Пример решения тепловой задачи для разгонного блока РН «Единство» [10] (Государственный ракетный центр им. акад. В. П. Макеева)

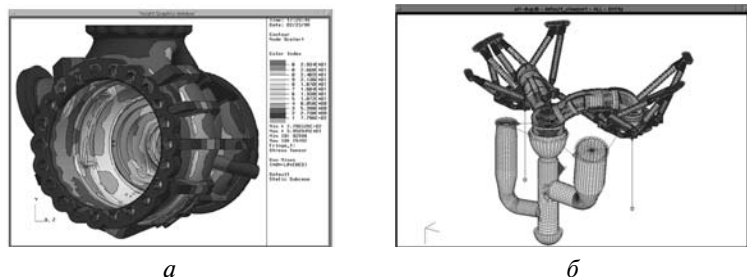


Рис. 10. Примеры: *a* — расчета напряженно-деформированного состояния (НДС) корпуса насоса горючего; *б* — модели для комплекса конструкций основной рамы двигателя (1), газопроводов (2) и выходного коллектора (3) [11] (НПО Энергомаш им. акад. В. П. Глушко)

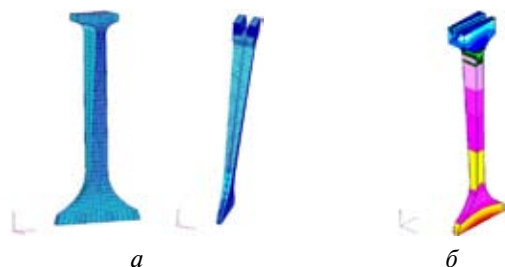


Рис. 11. Проектирование оптимальных замковых соединений типа «елочка» для турбинных лопаток: *a* — конечно-элементная модель трехмерного сектора диска с выступом; *б* — пример расчета диска с выступом (Von Mises) (Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова) [12]

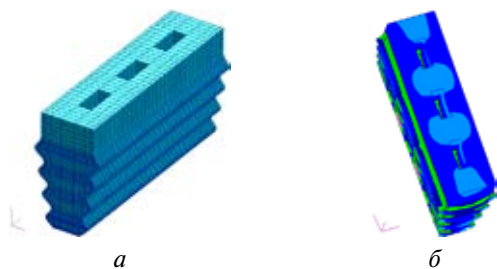


Рис. 12. Проектирование оптимальных замковых соединений типа «елочка» для турбинных лопаток: *a* — конечно-элементная модель хвостовика; *б* — пример расчета хвостовика (Von Mises) (Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова) [12]



Рис. 13. Конечно-элементная модель сборного ротора турбины [13]

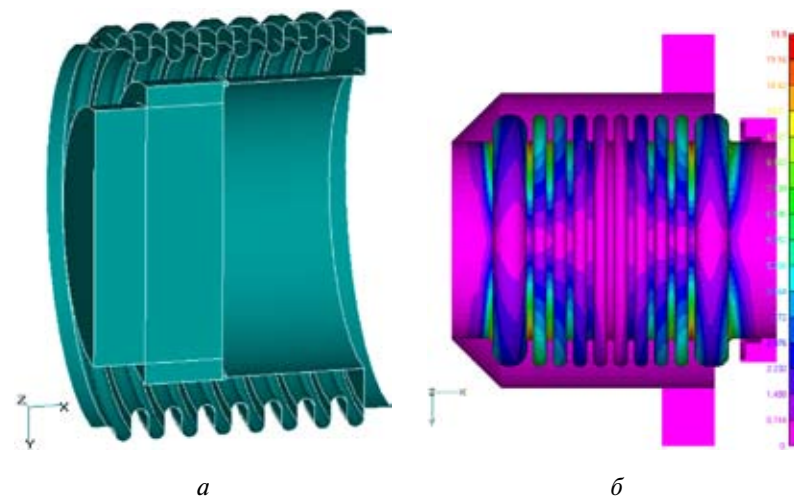


Рис. 14. Пример герметизации стыка соединения трубопровода для подвода топлива в камеру сгорания с наружным корпусом: *a* — геометрическая модель сальффона; *б* — распределение эквивалентных напряжений по сальффону от действия поперечной в оптимальной модели сальффона, полученной при моделировании (НПО «Сатурн» НТЦ им. А. Люльки) [14]

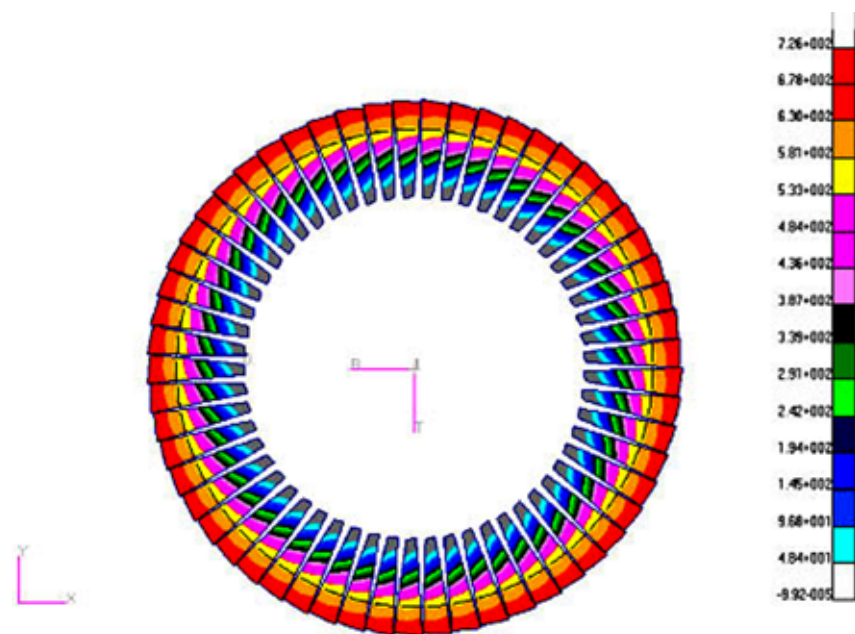


Рис. 15. Пример модели лопаточного венца авиационного газотурбинного двигателя (НПО «Сатурн» НТЦ им. А. Льюльки) [14]

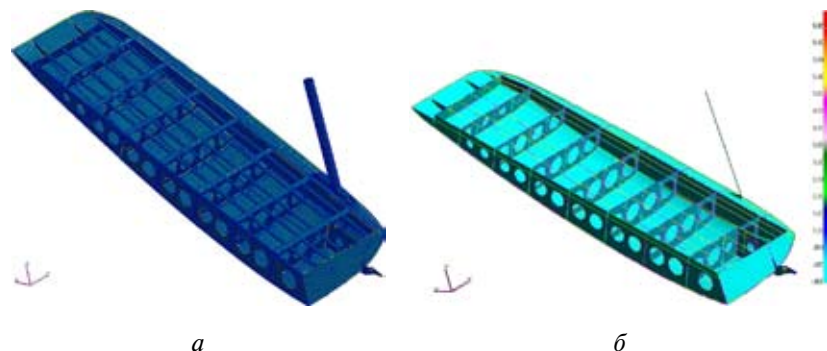


Рис. 16. Расчет рампы изд. СУ-80 на жесткость: *a* — конечно-элементная модель; *б* — деформации рампы под действием собственной массы [17] (ОАО «Комсомольск-на-Амуре авиационное производственное объединение им. Ю. А. Гагарина»)

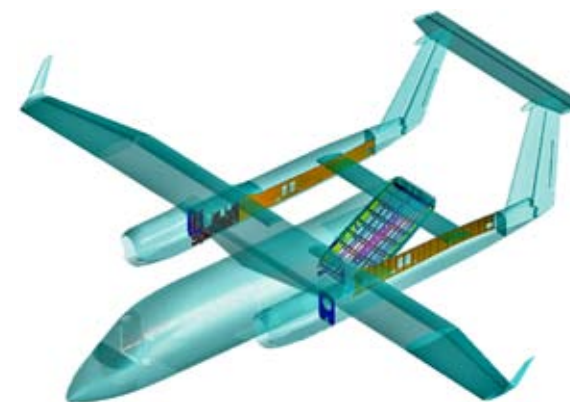


Рис. 17. Отработка механизма открытия-закрытия рампы [17] (ОАО «Комсомольск-на-Амуре авиационное производственное объединение им. Ю. А. Гагарина»)

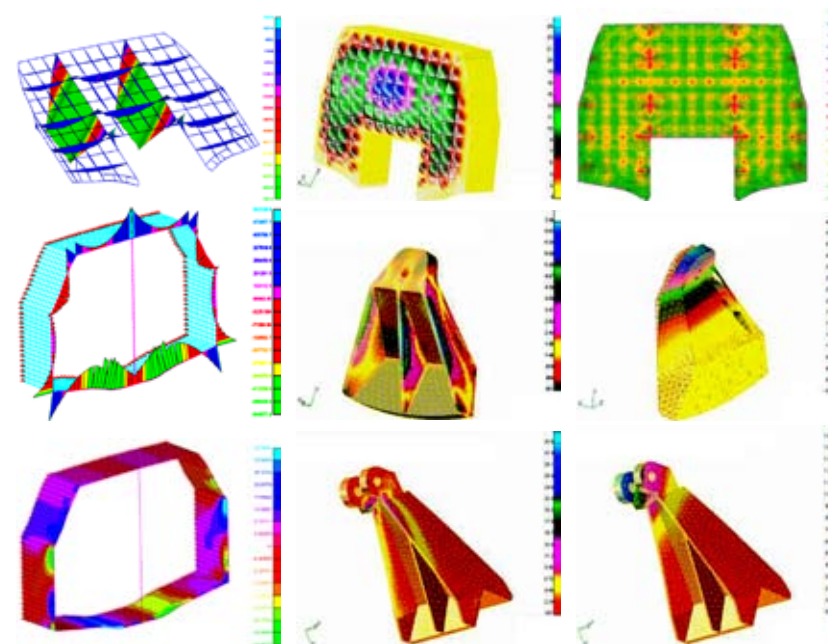


Рис. 18. Силовые расчеты элементов конструкции [17] (ОАО «Комсомольск-на-Амуре авиационное производственное объединение им. Ю. А. Гагарина»)

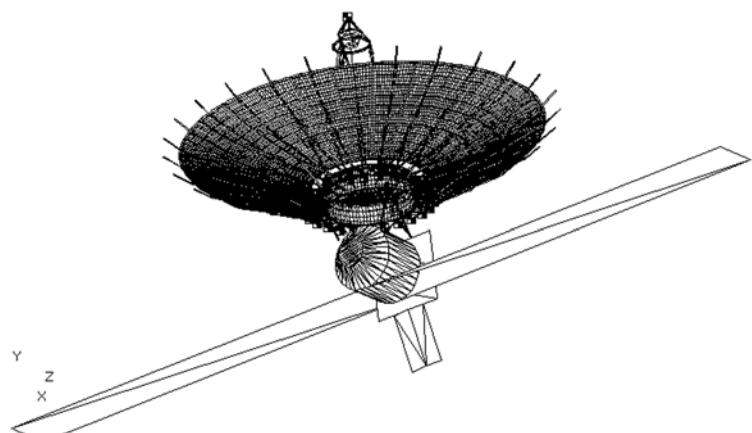


Рис. 19. Общий вид построенной модели КА «Спектр-Р» в целом

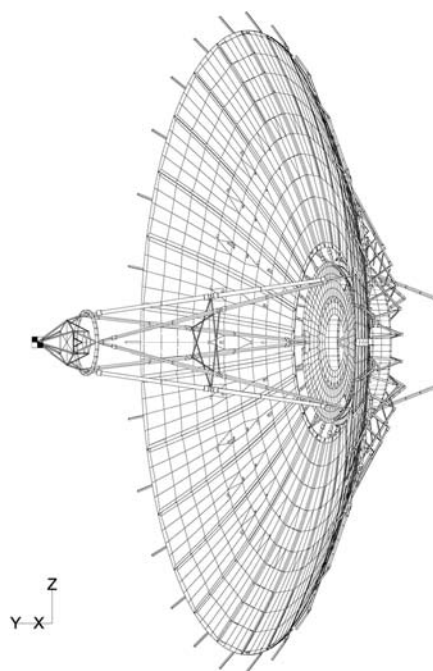


Рис. 20. Модель конструкции антенны

В **MSC.Nastran** была разработана компьютерная геометрическая модель космического аппарата для проведения ситуационного анализа и обоснованного выбора расчетных случаев, являющаяся виртуальным аналогом реальной конструкции КА «Спектр-Р» и включающая, помимо космического радиотелескопа (КРТ), служебный модуль и выступающие (выносные) элементы КА (в том числе — солнечные батареи) (рис. 19).

Общий вид модели антенны КРТ представлен на рис. 20.

В работе [18] рассматриваются примеры моделирования в среде **MSC.Nastran** тепловых состояний космических приборов с высокими габаритно-массовыми характеристиками и ресурсом работы (допускается их применение вне герметичных отсеков) с целью обеспечения благоприятных температурных режимов в условиях штатной эксплуатации приборов (рис. 21).

Предложена модель фокального устройства, в котором расположены блок антенных облучателей (БАО) и малошумящие усилители (МШУ), и фокального контейнера с научной аппаратурой для космического радиотелескопа (КРТ) «Радиоастрон». Для расчета стационарного теплообмена задавались термооптические и теплофизические характеристики конструкции, внутренние тепловыделения и условия теплообмена с окружающей средой. Из проведенного расчета следует, что с помощью предложенной системы обеспечения теплового режима (СОТР) может быть реализован необходимый температурный режим МШУ и БАО.

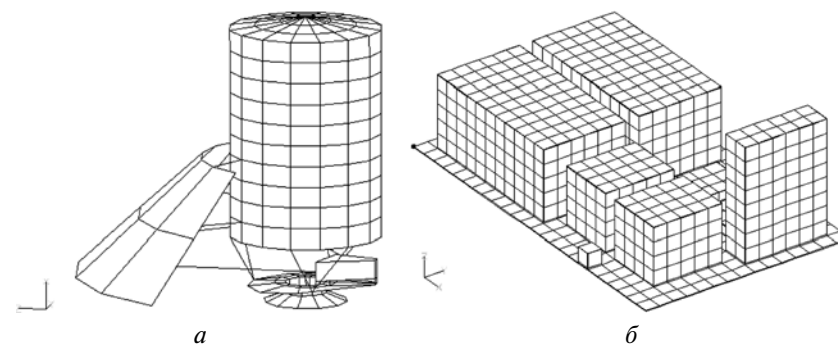


Рис. 21. Геометрические конечно-элементные модели контейнера и фокального устройства с системой обеспечения теплового режима (а) и приборной панели высокоинформативного радиокомплекса (ВИРК) (б)

Рассмотрена также модель высокоинформативного радиоконплекса (ВИРК), предназначенного для передачи научной информации с борта КРТ на Землю (см. рис. 21б). В результате расчета необходимо было убедиться в том, что температура посадочных мест (корпусов) приборов ВИРК при эксплуатации будет находиться в допустимых пределах.

В работе [19] проведен анализ формостабильности лепесткового рефлектора космической антенны при поддержании необходимого диапазона температур с помощью электронагревателей — НЭСТ. Для обеспечения стабильной работы космической антенны требуется поддерживать температуры углепластиковых труб каркасов лепестков рефлектора в диапазоне $\pm 50^\circ\text{C}$. Для антенны требовалось провести расчетный анализ, в результате которого можно получить рекомендации по управлению работой (включением-выключением) НЭСТ, расположенных на каркасах лепестков рефлектора (КЛР), и размещению датчиков температуры.

Предварительные исследования показывают, что для двух крайних случаев: когда на лепесток падает максимальный по величине солнечный тепловой поток и когда лепесток находится в тени, — различие температур труб каркасов очень значительны (от $+50^\circ\text{C}$ в присутствии максимального солнечного теплового потока до -50°C в его отсутствие при работающих НЭСТ). Кроме того, если часть лепестка затенена, близкие к указанным перепады температур возникают уже в пределах отдельно взятого КЛР. При этом, по-видимому, для поддержания заданного теплового режима необходимо с помощью НЭСТ подогревать лишь часть КЛР, в противном случае на освещенной Солнцем части КЛР допустимый уровень температур труб каркасов может быть превышен.

Для решения задачи о выборе мощностей НЭСТ для нагрева КЛР и рационального распределения мощностей вдоль балки КЛР по разработанной геометрической модели были предложены расчетные случаи в виде фрагментов антенны, для которых выполнен тепловой расчет.

В среде **MSC.Nastran** разработана конечно-элементная тепловая модель лепестка антенны КРТ (рис. 22).

На данной модели выполнен расчет температурного состояния лепестка антенны для двух вариантов: лепесток освещается снизу Солнцем (рис. 23, 24) или находится в теневой зоне (рис. 25, 26). На рис. 23, 25 показаны распределения температур по оболочке лепестка, на рис. 24, 26 — их распределения по каркасу.

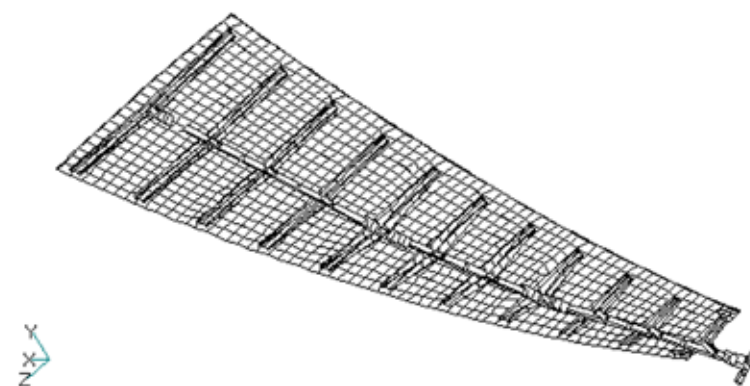


Рис. 22. Конечно-элементная модель лепестка антенны КРТ

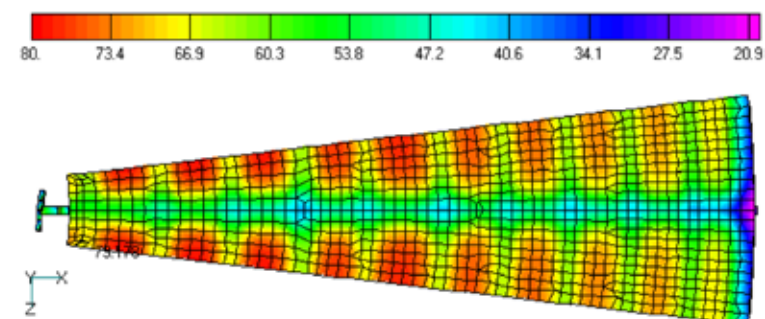


Рис. 23. Лепесток освещается снизу Солнцем: распределения температур по оболочке лепестка

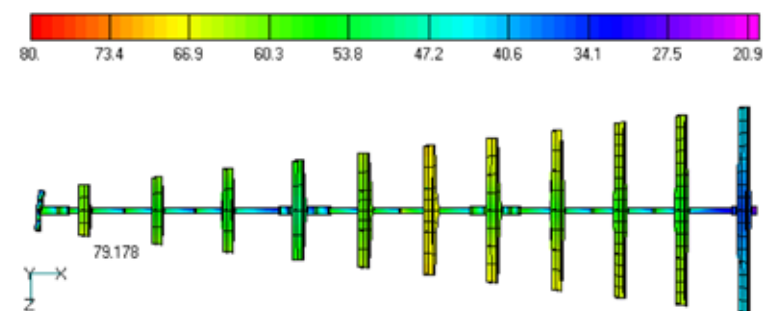


Рис. 24. Лепесток освещается снизу Солнцем: распределения температур по каркасу

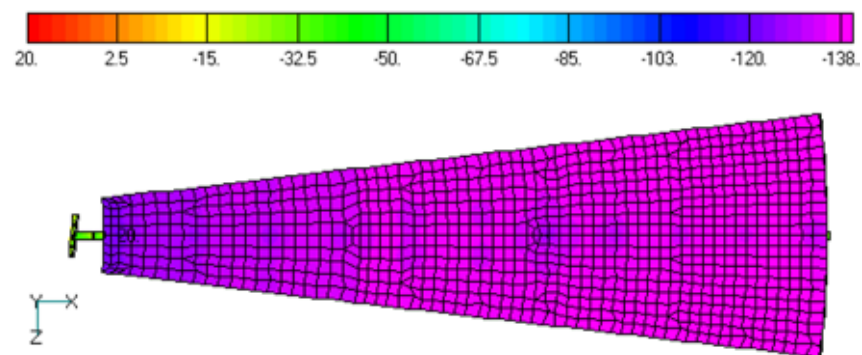


Рис. 25. Лепесток находится в теневой зоне: распределения температур по оболочке лепестка

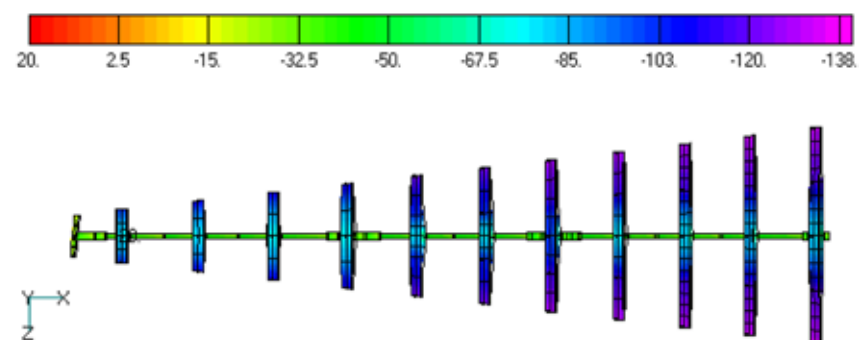


Рис. 26. Лепесток находится в теневой зоне: распределения температур по каркасу

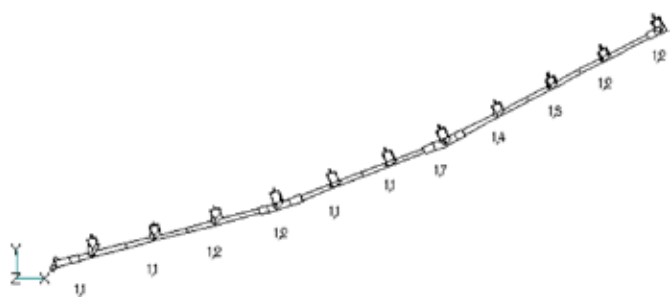


Рис. 27. Мощности НЭСТ, установленных вблизи кронштейнов каркаса

В первом случае тепловыделения на трубах каркаса отсутствуют (НЭСТ выключены), во втором — заданы тепловыделения, приведенные на рис. 27 (мощности НЭСТ, установленных вблизи кронштейнов каркаса, указаны в ваттах). При этом мощности подобраны таким образом, чтобы расчетные температуры труб были не меньше -50°C . Суммарная мощность тепловыделений, приходящаяся на один лепесток, составляет при этом 13,6 Вт. С учетом сложностей обеспечения высоких характеристик экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) в реальной конструкции и неминуемых оттоков тепла в окружающее пространство через теплоизоляцию целесообразно принять мощность НЭСТ для каждого лепестка не менее 15 Вт.

В работе [20] рассмотрен масштабный проект модернизации конструкции верхнего отсека третьей ступени ракеты-носителя «Протон-М», выполненный в Государственном космическом научно-производственном центре им. М. В. Хруничева (ГКНПЦ).

Модернизация конструкции верхнего отсека третьей ступени ракеты-носителя «Протон-М» проведена с целью снижения массы конструкции и увеличения полезной нагрузки. Для достижения поставленной цели применяются:

- высокопрочный сплав В95;
- расчетные средства, обеспечивающие работу конструкции на пределе несущей способности.

Верхний отсек прошел наземную экспериментальную отработку в полном объеме, в том числе динамические и статические испытания. В ходе испытаний были получены максимальные эквивалентные нагрузки ($T_{сж} = 5608$ кН, $T_{раст} = 2729$ кН), значения запаса прочности по несущей способности при сжатии ($\eta = 1,07$) и при растяжении ($\eta > 1,05$).

Уменьшение массы достигалось:

- путем изменения конструктивно-силовой схемы отсека уменьшением количества шпангоутов (было 4 шпангоута, стало 3);
- уменьшения толщины стенки шпангоута с $\delta = 1,5$ до $\delta = 1,0$ мм;
- уменьшения площади поясов шпангоута № 1;
- уменьшения высоты стенки шпангоута № 2;
- уменьшения массы элементов крепления приборов в отсеке.

Конечно-элементная модель приведена на рис. 28. Макет состоит из различных типов стальных материалов и сплавов. При нагружении конструкции верхнего отсека рассматриваются нагрузки полетные и транспортировочные (при подъеме изделия).

Результаты расчетов сравнивали с картиной разрушения при стендовых испытаниях (рис. 29).

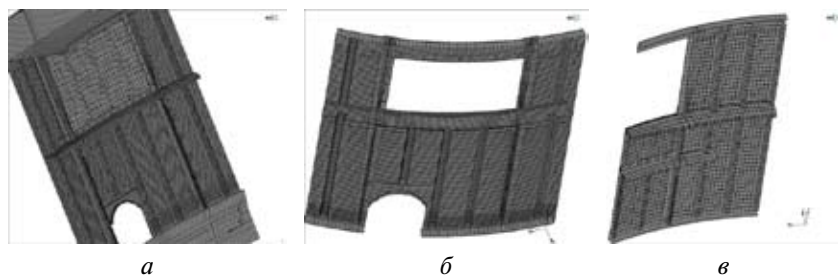


Рис. 28. Конечно-элементные модели с имитацией реальных торцевых граничных условий опирания (число узлов — 47724) (а), крышки съемного люка (б) и конструкции в зоне выреза под гироскопический прибор (в)

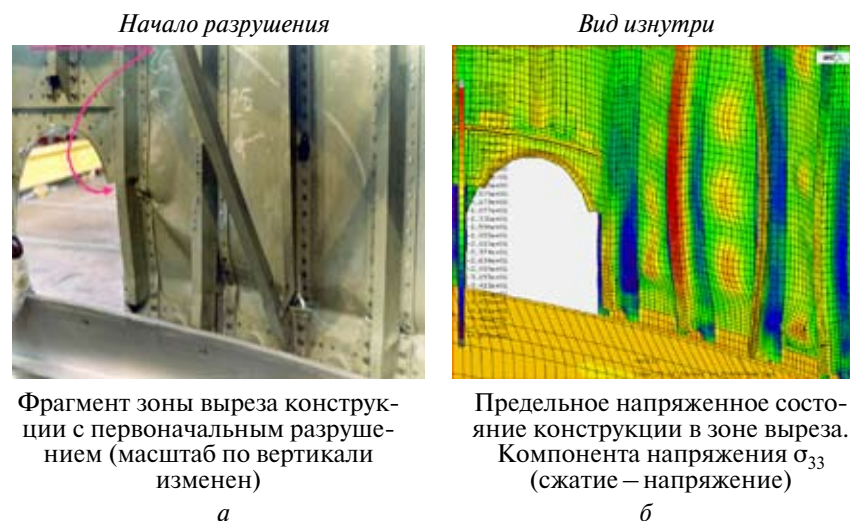


Рис. 29. Сравнение результатов расчета (б) с картиной разрушения при стендовых испытаниях (а)

При обзоре примеров расчета мы старались охватить как можно более широкий круг проблем. Конечно, прежде всего, рассматривались компьютерные системы, пригодные для решения конструктивных задач в аэрокосмической отрасли, для расчета конструкций на прочность и термопрочность. Но учитывалась также и возможность применения систем для моделирования технологических процессов в самых различных областях (например, в области промышленного получения деталей конструкций летательных аппаратов посредством применения традиционных и вновь разрабатываемых методов обработки металлов давлением, для технологических процессов объемного прессования, прокатки, листовой штамповки и т. д.).

По материалам конференций, проводимых компанией MSC Software, для технологических процессов объемного прессования, прокатки, листовой штамповки применяются системы **MSC.SuperForge** и **MSC.Marc** [21–25].

Система **MSC.SuperForge** является быстрым и простым в использовании средством для анализа производственных процессов горячего объемного прессования, штамповки, экструзии иковки металла. Использование **MSC.SuperForge** в каждодневной практике позволяет сократить цеховые испытания путем оптимизации технологических процессов на основе более экономичной и быстрой компьютерной имитации. В результате сокращаются затраты и время изготовления изделия и оснастки. В отличие от традиционного лагранжевого конечно-элементного подхода, применяемого во всех существующих сегодня пакетах объемного прессования, штамповки, экструзии иковки металла, **MSC.SuperForge** использует эйлеров подход конечных объемов, сочетающий концепцию фасеточной поверхности с алгоритмом повышенной точности ее представления в процессе моделирования технологического процесса. Это делает его свободным от недостатков, связанных с конечно-элементными подходами, в частности с необходимостью регенерации сетки, вследствие этого время моделирования практически не зависит от сложности поверхности формируемой детали.

Программный комплекс **MSC.Marc** ориентирован на решение задач, по условиям которых конструкции одновременно подвергаются воздействию кинематических, силовых и тепловых нагрузок, имеют большие перемещения и деформации, нелинейные свойства

материалов или свойства, зависящие от истории нагружения, включая эффективный анализ сложного контактного взаимодействия конструкций. Аналитик имеет графический доступ ко всем компонентам через интерфейс **MSC.Marc Mentat** или **MSC.Patran**. Применение **MSC.Marc** эффективно для проведения углубленного анализа высоконелинейного поведения конструкций и решения задач теплопередачи. В дополнение к возможностям по решению нелинейных задач систем **MSC.Nastran** и **MSC.Dytran**, с помощью **MSC.Marc** возможно решение задач, по условиям которых конструкции подвергаются большим линейным и угловым перемещениям (в том числе, со сложным контактным взаимодействием частей конструкции), материалы имеют нелинейные свойства или свойства, зависящие от истории нагружения.

В качестве примеров моделирования в **MSC.SuperForge** можно привести моделирование процесса прессования (горячего выдавливания) из цилиндрической прессованной заготовки (гильзы или прутка), идущей впоследствии на многостадийную холодную обработку [21], применение **MSC.SuperForge** в кузнечно-штамповочном производстве при моделировании штампованных заготовок лопаток паровых турбин [22], пример моделирования зуба ковша экскаватора [22].

Рассмотренные нами работы по моделированию в **MSC.Marc** посвящены вопросу повышения качества выпуска изделий, получаемых в процессе холодной листовой штамповки в **MSC.Marc** [24] (рассмотрен пример штамповки сегмента бетономешалки), анализу возможности производства крупногабаритных тел вращения с помощью совместного процесса асимметричной прокатки и пластического изгиба [23] (решалась задача плоского деформирования в упруго-пластической среде, прокатный стан состоял из трех рабочих валков).

Рассмотренные примеры показали, что применение программных продуктов фирмы **MSC.Software Corporation** обеспечивают высокую точность как для анализа динамических характеристик, так и для определения напряженно-деформированного состояния конструкций.

Продукты компании ANSYS, Inc. (ANSYS, LS-DYNA)

Программный продукт **ANSYS** является универсальным расчетным программным комплексом, основанным на методе конеч-

ных элементов и предназначенным для моно- и междисциплинарных расчетов в следующих областях:

- авиация и космонавтика;
- автомобилестроение;
- судостроение и морская техника;
- строительство;
- электротехника и электроника;
- энергетика;
- потребительские товары;
- медицина, спорт;
- оборона.

Анализ отечественных журналов по применению **ANSYS** и работ, представленных на официальном сайте компании, показал, что большая часть работ по применению **ANSYS** в аэрокосмической отрасли посвящено вычислительной гидродинамике и CFD-моделям. Для расчета конструкционных задач с тепловым анализом в аэрокосмической отрасли используются, как правило, программные комплексы **ANSYS Multiphysics** или **ANSYS Mechanical**.

Программный комплекс **ANSYS Mechanical** — это пакет прочностного и теплового анализа (за исключением функций расчета гидрогазодинамики и электромагнетизма), который является наиболее универсальным модулем, позволяющим выполнять большинство линейных и нелинейных задач конечно-элементного анализа. Он включает все возможности **ANSYS Structural**, т. е. следующие функции:

- прочностного анализа, расчетов линейной прочности, нелинейности (деформации, упругость, пластичность, текучесть, расчет элементов на растяжение — сжатие и др.);
- решения контактных задач;
- решения задач для частотной области динамического анализа (гармонического, спектрального, с учетом вибраций);
- динамического анализа неустановившихся процессов; устойчивости конструкций; механики разрушений в линейных и нелинейных задачах для изделий из композиционных и армированных материалов, включая температурные воздействия;
- решения задач для акустики.

Пакет программ также выполняет функции расчета тепла (стационарный и нестационарный режимы, теплопроводность, радиация, конвекция).

В качестве примеров построения конечно-элементных моделей конструкций в комплексе ANSYS можно привести работу [28] по проектированию размеростабильной космической платформы из композиционных материалов, предназначенной для установки оптической аппаратуры, и работу [29], в которой рассматривается методика создания адекватных конечно-элементных моделей композиционного материала на основе экспериментального исследования их механических характеристик (в качестве материала рассматривается волокнистый стеклопластик).

Целью работы [28] являлся анализ размеростабильности углепластиковой конструкции, предназначенной для установки оптических элементов спецаппаратуры. Представленная в статье трехслойная размеростабильная платформа конструктивно состоит из двух обшивок, замкнутых по периметру, а в качестве заполнителя используются установленные в определенном порядке углепластиковые цилиндрические элементы (рис. 30). Данная конструкция была предложена как альтернативный вариант традиционным трехслойным конструкциям, в качестве заполнителя которых используются алюминиевые или стеклопластиковые соты или решетчатый заполнитель с заданным размером ячейки.

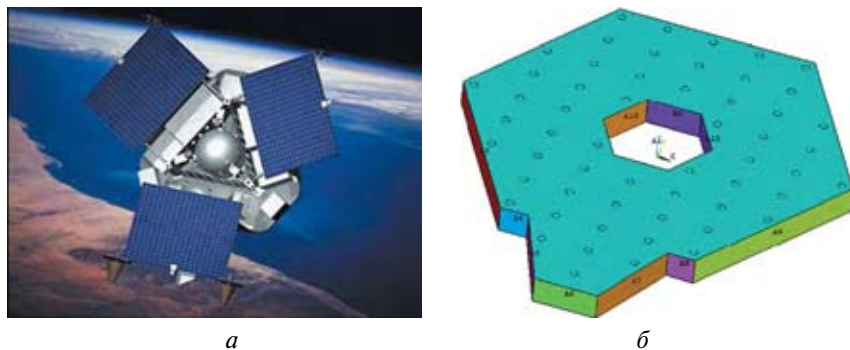


Рис. 30. Размеростабильная платформа с размещенными на ней оптическими элементами спецаппаратуры (а) и общий вид конструкции платформы (б)

Следует отметить, что волокнистые композиты являются самонапряженными системами. При этом следует отметить, что максимальные остаточные деформации складываются из деформаций, вызванных технологическими погрешностями при изготовлении, т. е. короблением обшивок и сборкой, а также — из деформаций, возникающих в процессе эксплуатации конструкции. Предложенное в статье [28] конструктивное решение размеростабильной платформы, с цилиндрическими элементами в качестве заполнителя, позволяет минимизировать технологические погрешности в части неплоскостности и непараллельности наружных поверхностей, поскольку элементы заполнителя — трубки — изготавливаются на станке с числовым программным управлением (ЧПУ), который обеспечивает точность обработки до нескольких микрон. Поэтому образующиеся в процессе изготовления в слоистом композиционном материале (КМ) остаточные напряжения необходимо учитывать при рациональном выборе укладки слоистого КМ. Была принята структура композита с продольной и косою укладкой слоев $(0/+50^\circ/-50^\circ/-50^\circ/+50^\circ/0)_n$ на основе углеродной ленты ЛУ-П-0.1 и связующего на эпоксидной основе (ЭНФБ).

Результаты проведенного исследования показывают, что для укладки $(0/+50^\circ/-50^\circ/-50^\circ/+50^\circ/0)_n$ наиболее критичной является разориентация всех косых слоев. Значительно меняется коэффициент линейного температурного расширения (КЛТР) в продольном направлении, модули упругости в продольном и поперечном направлениях изменяются в пределах 1...6 %, КЛТР в поперечном направлении изменяется в пределах 9...10 %.

При разориентации продольных слоев композита модули упругости в поперечном и продольном направлениях меняются в пределах 0,1...0,2 %, КЛТР в продольном направлении — в пределах 2 %, КЛТР в поперечном направлении меняется незначительно.

Были рассмотрены расчетные схемы различных вариантов конструкции платформы для обшивок с выбранной схемой армирования и трех видов заполнителя: цилиндрические элементы в качестве заполнителя (с элементами и без элементов подкрепления), решетчатый заполнитель, заполнитель из алюминиевых сот. За критерий проектирования была принята стабильность геометрической формы. Из многообразия внешних факторов, влияющих на размерную устойчивость, было выделено температурное поле. Для оценки размеростабильности платформы принят перепад температур

между верхней и нижней обшивками $\Delta T = 20$ °С. Данный перепад возникает вследствие энерговыделения приборов, установленных на одной из обшивок платформы.

В работе [28] была также проведена оптимизация различных вариантов исполнения размеростабильной платформы для разных толщин обшивок по критерию «прочность – масса». Выполненный анализ показал, что с точки зрения минимизации массы наиболее оптимальным является вариант изготовления платформы с трубчатыми элементами в качестве заполнителя при толщине оболочек платформы 4 мм.

На основании анализа напряженно-деформированного состояния (НДС) различных вариантов исполнения конструкции платформы было получено, что наиболее предпочтительный (по всем параметрам) вариант исполнения – конструкция с цилиндрическими элементами в качестве заполнителя (с подкрепляющими элементами или без них).

В качестве объекта исследования в работе [29] был выбран стеклопластик из стеклоткани Т-13 на основе бесщелочного алюмосиликатного стекла (ГОСТ 19170-73) на фенольно-формальдегидном связующем. Данный композит относится к классу термореактивных полимеров, которые являются наиболее востребованными на рынке авиакосмических материалов вследствие своих уникальных свойств, отвечающих высоким требованиям, предъявляемым космической программой. Данные образцы стеклопластика выполнены в соответствии с технологическими рекомендациями на изготовление стеклопластика. Образцы для испытаний изготавливались из однонаправленного стеклопластика по ГОСТ 11262 (тип 3). Направление вырезки образцов – 45° к направлению армирования.

Проводились испытания фенольно-формальдегидного связующего на растяжение. На основании проведенных испытаний были получены диаграммы растяжения образцов стеклопластика и фенольно-формальдегидного связующего. На втором этапе работы решалась задача адекватного описания напряженно-деформированного состояния (НДС) ячейки композиционного материала (КМ) с использованием имитационного моделирования на базе метода конечных элементов (МКЭ).

Авторами статьи была создана модель КМ, состоящая из девяти идентичных ячеек, которые представляют собой фрагмент КМ

из стеклоткани полотняного переплетения на фенольно-формальдегидном связующем (рис. 31а). Помимо этого авторы применили метод подмоделей для получения более точных результатов расчета. Из всей модели была выделена центральная ячейка, для которой было проведено перестроение сетки (в сторону ее измельчения) и выполнен более подробный анализ НДС соответствующей части конструкции. Применение данной методики показало хорошую согласованность с результатами, полученными для девяти ячеек.

В данной задаче была выбрана аппроксимация восьмиузловым объемным элементом с линейной базисной функцией при достаточной дискретизации модели. Стекловолоконные рассматривались как ортотропный материал с упругими свойствами, а полимерная матрица – как изотропный материал с упруго-пластическими свойствами. Моделировалось растяжение данной ячейки композита (рис. 31а) под углом 45° к схеме армирования. Вид переплетения нитей представлен на рис. 31б. Анализ существующих экспериментальных данных по определению влияния деформаций на монолитность стеклопластиков показывает, что для основного объема материала можно ввести гипотезу сплошности и решать задачу без использования контактных элементов, что значительно сокращает время решения.

Задача решалась двумя шагами по нагрузке. Первый шаг позволил получить технологические остаточные напряжения, возникающие в композите при его остывании от температуры 165 °С, при которой происходит «рождение» данного КМ, до температуры 22 °С, при которой проводились испытания данного КМ на растяжение.

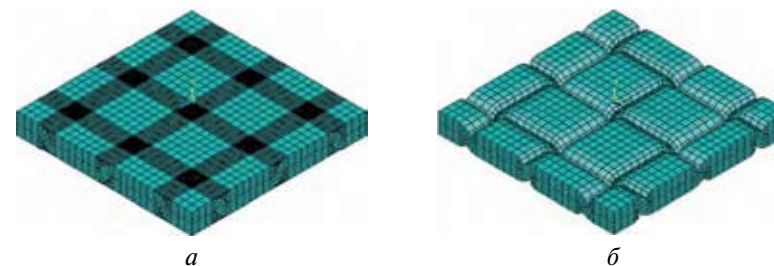


Рис. 31. Модель композита, состоящая из 9 ячеек (а); переплетение нитей (б)

Второй шаг позволил смоделировать непосредственно условия рассматриваемого деформационного процесса — растяжения.

На рис. 32 показана зависимость деформаций от соответствующих растягивающих напряжений, полученная экспериментально. На кривую нанесены теоретические точки, найденные в результате численного решения уравнений краевой задачи. Это позволило проследить, как согласуются экспериментальные и теоретические результаты. Экспериментальные данные обнаружили удовлетворительное совпадение с результатами расчета по формулам микро-механики композитов, что позволяет использовать данную конечно-элементную модель для оценочных расчетов. Результаты распределения напряжений и деформаций, полученные с помощью расчетов на базе МКЭ, позволяют увидеть наиболее нагруженные и опасные места в КМ.

Поскольку реальные слоистые пластики имеют многонаправленное армирование, полученные результаты подтверждают точку зрения, что основная причина начала разрушения — расслаивание по границе раздела волокно — матрица от растяжения. Следует также отметить, что изменение температуры в любую сторону относительно равновесного состояния тоже вызывает растягивающие напряжения на поверхности раздела.

Обзор работ по решению задач обработки металлов давлением с помощью продуктов компании ANSYS, Inc. показал, что для

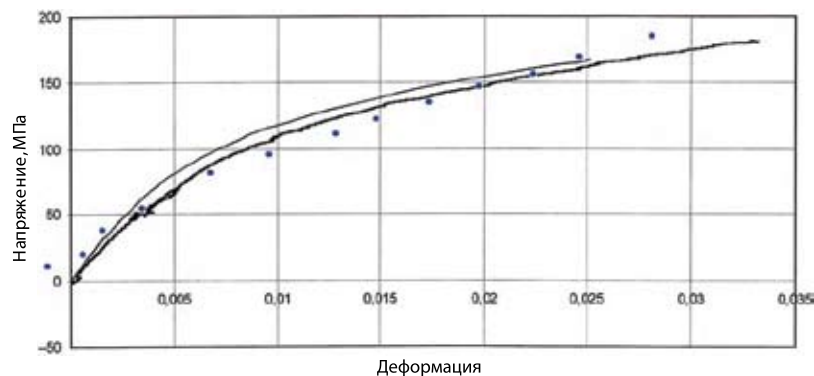


Рис. 32. Диаграмма растяжения стеклопластика $\sigma \sim \epsilon$ при нормальной нагрузке

решения задач обработки металлов давлением применяются программные комплексы ANSYS, ANSYS/LS-DYNA и ANSYS/Flotran.

LS-DYNA — система расчета высоконелинейных кратковременных динамических процессов (в том числе с разрушением). Программа высоконелинейных расчетов LS-DYNA, интегрированная в среду ANSYS, объединяет в одной программной оболочке традиционные методы решения с обращением матриц, специализированные контактные алгоритмы, множество уравнений состояния и метод интегрирования, что позволяет численно моделировать процессы формования материалов, анализа аварийных столкновений и ударов при конечных деформациях, при нелинейном поведении материала и контактном взаимодействии большого числа тел. С использованием пакета LS-DYNA могут быть решены задачи динамического поведения предварительно напряженных конструкций и задачи исследования разгрузки конструкций, подвешенных большим деформациям.

В системе LS-DYNA решение ряда задач обработки металлов давлением возможно с использованием произвольных лагранжево-эйлеровых и адаптивных сеток, при последовательном использовании явного и неявного методов решения, а также МЕН-метода (Multimaterial Euleran Hydrodynamics). Пакет LS-DYNA версии 970 предоставляет возможности решения задач в ALE-постановках на кластерах; использование при решении задач до десяти ALE-групп; использование в SPH-постановках наиболее распространенных моделей материалов и уравнений состояния; использование Element Free Galerkin method (EFG-метод или бессеточный метод); совместное использование в решении задач «сеточных» и «бессеточных» областей.

Система LS-DYNA используется, как правило, совместно с программным комплексом ANSYS. Например, конечно-элементные модели создаются в препроцессоре ANSYS и импортируются в LS-DYNA.

Программный продукт LS-DYNA применяется в работах по решению задач холодной объемной [30] и листовой [31] штамповки, моделирования технологических процессов гибки тонколистовых профилей повышенной жесткости в валковых машинах [32], гофрообразования полок профиля швеллерного типа [33], изготовления профиля уголкового типа из предварительно перфорированной полосовой заготовки с отверстиями круглой формы

[34], рубки профиля различными формами ножей [35], осадки цилиндрической заготовки [36], формования заготовки сиффона [37], изготовления в роликах профиля Z-образного сечения [38], холодной поперечно-винтовой прокатки сплошной заготовки [39]. Авторами работы [39] исследовалась также холодная поперечно-винтовая прокатка на стане ПВП 20-60 на основе лагранжевых сеток КЭ в среде комплекса ANSYS.

Работы, посвященные моделированию процессов обработки металлов давлением (ОМД) в среде ANSYS/LS-DYNA, связаны с моделированием поведения формоизменения металла без температурной обработки (холодная листовая штамповка, рубка, холодная винтовая прокатка). Среда ANSYS/LS-DYNA при рассматриваемом типе задач применяется для трехмерного конечно-элементного моделирования на основе эйлерова описания поведения сплошной среды. При этом для исследования технологических процессов ОМД, которое проводится на конечно-элементных моделях, описывающих движение сплошной среды на основе подхода Лагранжа, применяют программный комплекс ANSYS и при работе используют, как правило, два пакета совместно.

Программный продукт ANSYS/Flotran — гидрогазодинамический модуль системы ANSYS. Он позволяет моделировать двумерные и трехмерные поля для потоков жидкости и газа, решать такие задачи как расчет аэродинамических поверхностей, течение в сверхзвуковых соплах, комплексные трехмерные течения в коленах трубы, расчет давления газа и распределения температур в двигателе, определение возможности теплового удара, расчет теплообменников и пр.

В качестве примеров работ по моделированию процессов ОМД в среде ANSYS/Flotran можно привести результаты математического моделирования процессов прессования алюминиевого профиля на горизонтальном гидравлическом прессе [40] и высокотемпературной термомеханической обработки винтовым обжатием [41].

Выбор CAD-системы

Нами рассматривались следующие основания для выбора системы твердотельного моделирования:

- полная совместимость с САЕ-системой без преобразований данных (ядро parasolid);

- функциональность системы на современном уровне (параметрическое моделирование);
- популярность системы не только в России, но и за рубежом;
- внутренняя политика ИКИ (предпочтение SolidWorks).

В качестве основных кандидатов по функциональным требованиям рассматривались системы **SolidWorks** и **Unigraphics**. Был выбран пакет программного обеспечения SolidWorks как отвечающий в полной мере указанным требованиям, наиболее приемлемый по цене.

Функциональные возможности системы **SolidWorks**:

- *гибридное параметрическое моделирование*: 2D и 3D-эскизы, твердые тела (бобышки и отверстия, элементы по сечениям и траектории, скругления, фаски и т. д.), поверхности (сшивка, обрезка, удлинение, скругление, стыковка по 2-й производной), справочная геометрия (плоскости, оси, системы координат); дерево конструирования; работа с конфигурациями; массивы элементов; двунаправленная ассоциативность модели и чертежа; технологии Windows: drag-and-drop, cut-and-paste, контекстные меню, всплывающие подсказки;
- *проектирование деталей*: единая библиотека физических свойств материалов, текстур и штриховок; моделирование на основе объемных элементов; управление историей построения модели; ручное и автоматическое образмеривание; динамичное внесение изменений в режиме реального времени;
- *проектирование сборок*: проектирование «снизу вверх» и «сверху вниз», контекстное редактирование, автосопряжения, режим для работы с большими сборками; массивы компонентов, вырезы и отверстия в контексте сборки; объединение и разделение деталей; контекстная замена компонентов, реструктуризация сборок;
- *проектирование изделий с учетом специфики изготовления*: листовая материал - построение разверток; моделирование «от детали к развертке» и «от развертки к детали»; вырезы для снятия напряжений; настраиваемые таблицы гибов; пресс-формы и штампы — анализ уклонов; линии и поверхности разреза; генерация матрицы и пуансона, знаков, ползунов

- и т. д.; сварные конструкции — проектирование рамных или ферменных конструкций по набору 2D или 3D-эскизов; разделка под сварку, заглушки, косынки и др. элементы;
- *библиотека проектирования*: конструктивные элементы, стандартные детали (крепеж по ГОСТ), стандартные узлы, элементы листовых деталей и т. п.; мастер отверстий (с цековкой, зенковкой, гладкие, резьбовые);
 - *экспресс-анализ*: массово-инерционные характеристики, имитация работы механизмов, анализ интерференции; контактные взаимодействия, гравитация, пружины, кулачки; MoldflowXpress: анализ проливаемости пресс-форм; COSMOSXpress: определение напряжений, деформаций, расчет коэффициента запаса прочности;
 - *оформление чертежей по ЕСКД*: создание чертежных видов по 3D-модели: разрезы, сечения, местные виды и т. п.; автообразмеривание, простановка баз, шероховатостей, допусков на размеры, отклонений формы; нанесение технических требований, создание таблиц, автоматическое заполнение основной надписи;
 - *трансляция данных*: трансляторы IGES, VDAFS, STEP, Parasolid, ACIS, STL, VRML, DXF, DWG, Pro/ENGINEER, CADKEY, Unigraphics, Solid Edge, Inventor, AutoCAD, MDT, IDF, PDF;
 - *API SDK* — API Help, макросы, редактор VBA, поддержка Visual C⁺⁺ и др. языков;
 - *eDrawings* — создание интерактивных моделей и чертежей в форматах EXE, HTML и STL; просмотр и печать документов SolidWorks и других САПР.

ВЫВОДЫ

На основании обзора технических возможностей продуктов компаний MSC.Software Corporation и ANSYS, Inc. можно сделать вывод, что продукты этих компаний удовлетворяют перечисленным в начале настоящей работы требованиям к системе расчета. Продукты этих компаний завоевали широкую популярность как в России, так и за рубежом, широко применяются в аэрокосмиче-

ской отрасли. Системы имеют хорошо развитый графический интерфейс с поддержкой необходимых форматов данных для обмена между CAD/CAE-программными пакетами, высокую надежность конечно-элементных расчетов и обеспечивают требуемую точность при детальном расчете полей напряжений и деформаций. При этом системы открыты для возможности интеграции с другими программами и обеспечивают поддержку средств пользовательского программирования.

Проведенный обзор широкого спектра информационных и научных источников в области математического моделирования механических систем и процессов выявил возможности программных комплексов компаний ANSYS и MSC. Продукты обоих разработчиков могут использоваться для решения широкого круга задач механики. Однако программный комплекс, предлагаемый компанией MSC, является более универсальным и может использоваться для решения как конструкционных, так и технологических задач. Продукты компании MSC внедрены и успешно эксплуатируются на многих наиболее известных предприятиях, занимающихся проектированием самолетов, космических аппаратов и ракетной техники.

Важным критерием при выборе программного обеспечения был ценовой фактор: стоимость выбранной конфигурации для продуктов компании MSC (**MSC.Nastran**, **MSC.Patran**, **MSC.Marc**) суммарно составляет 48 350 EUR (без налогов). Для ANSYS только стоимость отдельного модуля **ANSYS Multiphysics** составляет около 80 000 EUR, **ANSYS Mechanical** — порядка 50 000 евро.

Вследствие того, что пакеты конечно-элементного моделирования имеют относительно слабые возможности твердотельного моделирования, для этой цели была выбрана CAD-система **SolidWorks**. Эта система удовлетворяет всем необходимым требованиям по твердотельному моделированию для рассматриваемого типа задач. К тому же по материалам публикуемых работ программные продукты **SolidWorks** и **Unigraphics** наиболее часто применяются на предприятиях в аэрокосмической отрасли совместно с продуктами MSC.Software.

Таким образом, в результате обзора возможностей систем CAD/CAE для закупки программного обеспечения была предложена следующая конфигурация: **MSC.Nastran + SolidWorks**.

ЛИТЕРАТУРА

1. Чумаченко Е. Н., Назиров Р. Р. О некоторых проблемах, связанных с созданием криоботов // Космич. исслед. 2009. Т. 47. № 3. С. 247–255.
2. Greenberg R. Unmasking Europa. The search for life on Jupiter's ocean moon. [USA]: Copernicus Books, 2008. 277 p.
3. Чумаченко Е. Н., Назиров Р. Р. О некоторых проблемных вопросах, связанных с образованием хаотически расположенных особенностей рельефа на поверхности Европы // Космич. исслед. 2008. Т. 46. № 6. С. 529–535.
4. Логашина И. В., Чумаченко Е. Н., Бобер С. А., Аксенов С. А. Моделирование термонагруженного состояния корпуса лазерного гироскопа для дальней космической связи // Вестн. машиностроения. 2009. № 8. С. 3–7.
5. Чумаченко Е. Н., Смирнов О. М., Цепин М. А. Сверхпластичность: материалы, теория, технологии (Синергетика: от прошлого к будущему). М.: ЛИБРОКОМ, 2009. 320 с.
6. Чумаченко Е. Н., Логашина И. В. Математическое моделирование и оптимизация процессов деформирования материалов при обработке давлением. М.: НПП ЭКОМЕТ, 2008.
7. Чумаченко Е. Н., Печенкин Д. В. Моделирование и расчет термоупругопластических деформаций при анализе локально изотропных конструкций. М.: МИЭМ, 2000. 183 с.
8. Шляпников А. Н. Расчетно-экспериментальное определение динамических характеристик упругих систем проекта «РН Стрела-МКА» с использованием пакета программ MSC.Patran&Nastran [Электрон. текстовые и граф. дан.] // Тр. Рос. конф. пользователей систем MSC 2003 года. М.: MSC.Software Corporation. 30 с. Режим доступа: http://www.mscsoftware.ru/document/conf/Moscow_conf/conf_2003/promash2.zip. Загл. с экрана. Яз. рус.
9. Полиновский В. П. Применение программных продуктов фирмы MSC.Software для расчета новых изделий из композиционных материалов в ГКНПЦ им. М. В. Хруничева [Электрон. текстовые и граф. дан.] // Тр. Рос. конф. пользователей систем MSC 2003 года. М.: MSC.Software Corporation. 5 с. Режим доступа: http://www.mscsoftware.ru/document/conf/Moscow_conf/conf_2003/khrun2.zip. Загл. с экрана. Яз. рус.
10. Ильин А. М., Кожневиков Е. А., Хлыбов В. И. Использование технологии компьютерного моделирования на базе конечно-элементного анализа в расчетах динамической нагруженности и температурных режимов ракетно-космической техники [Электрон. текстовые и граф. дан.] // Тр. Рос. конф. пользователей систем MSC 2003 года. М.: MSC.Software Corporation. Режим доступа: http://www.mscsoftware.ru/document/conf/Moscow_conf/conf_2003/kb_makeeva.zip. Загл. с экрана. Яз. рус.

11. Логачева Е. В., Логинов В. Ф., Постников И. Д. Опыт расчетов сложных энергетических конструкций с помощью MSC.Nastran, MSC.Patran [Электрон. текстовые и граф. дан.] // Тр. Рос. конф. пользователей систем MSC 1998 года. М.: MSC.Software Corporation. С. 25–27. Загл. с экрана. Яз. рус.
12. Купцов В. И. Создание в MSC.Patran моделей дисков и замковых соединений газовых турбин с использованием языка PCL [Электрон. текстовые и граф. дан.] // Тр. Рос. конф. пользователей систем MSC 2004 года. М.: MSC.Software Corporation. Режим доступа: http://www.mscsoftware.ru/document/conf/Moscow_conf/conf_2004/ciam_doclad_disc_PCL.zip. Загл. с экрана. Яз. рус.
13. Пыхалов А. А., Высокский А. В. Контактная задача расчета сборных роторов турбомашин с неголономными контактными связями на основе GAP-элемента комплекса MSC.Nastran [Электрон. текстовые и граф. дан.] // Тр. Рос. конф. пользователей систем MSC 2003 года. М.: MSC.Software Corporation. Режим доступа: http://www.mscsoftware.ru/document/conf/Moscow_conf/conf_2003/irgtu.zip. Загл. с экрана. Яз. рус.
14. Борсук В. Л., Камалетдинова С. В., Молокова И. С., Тебенькова С. А., Терешко А. Г. Решение широкого круга задач в НТЦ им. А. Люльки с использованием программных продуктов фирмы MSCSoftware [Электрон. текстовые и граф. дан.] // Тр. Рос. конф. пользователей систем MSC 2002 года. М.: MSC.Software Corporation. 18 с. Режим доступа: http://www.mscsoftware.ru/document/conf/Moscow_conf/conf_2002/Saturn.zip. Загл. с экрана. Яз. рус.
15. Колотников М. Е. Применение программных систем MSC.Software для автоматизации инженерного анализа ГТД в НТЦ им. А. Люльки НПО «Сатурн» [Электрон. текстовые и граф. дан.] // Тр. Рос. конф. пользователей систем MSC 2002 года. М.: MSC.Software Corporation. Режим доступа: http://www.mscsoftware.ru/document/conf/Moscow_conf/conf_2002/lulka-saturn.zip. Загл. с экрана. Яз. рус.
16. Борсук В. Л., Демкина Н. И., Колотников М. Е. Внедрение и использование программных продуктов фирмы MSC в АО «А. Люлька-Сатурн» [Электрон. текстовые и граф. дан.] // Тр. Рос. конф. пользователей систем MSC 1998 года. М.: MSC.Software Corporation. С. 20–24. Загл. с экрана. Яз. рус.
17. Опыт внедрения расчетного комплекса MSC.Nastran Multi Task System на КНААПО. Обзор выполненных расчетов [Электрон. текстовые и граф. дан.] // Труды Российской конференции пользователей систем MSC 2002 года. М.: MSC.Software Corporation. Режим доступа:

- http://www.mssoftware.ru/document/conf/Moscow_conf/conf_2002/KNAAPO.zip. Загл. с экрана. Яз. рус.
18. *Виноградов И. С.* О возможностях MSC.Nastran применительно к тепловому расчету космических приборов и аппаратуры [Электрон. текстовые и граф. дан.] // Тр. Рос. конф. пользователей систем MSC 2002 года. М.: MSC.Software Corporation. 12 с. Режим доступа: http://www.mssoftware.ru/document/conf/Moscow_conf/conf_2002/mgtu.zip. Загл. с экрана. Яз. рус.
 19. *Виноградов И. С., Архипов М. Ю.* Конечно-элементное моделирование конструкций космической антенны для уточнения требований к системам обеспечения их тепловых режимов [Электрон. текстовые и граф. дан.] // Тр. Рос. конф. пользователей систем MSC 2003 года. М.: MSC.Software Corporation. 7 с. Режим доступа: http://www.mssoftware.ru/document/conf/Moscow_conf/conf_2003/bauman2.zip. Загл. с экрана. Яз. рус.
 20. *Тимофеев А. П.* Проектирование конструкций ракетно-космической техники по предельной несущей способности [Электрон. текстовые и граф. дан.] // Тр. Рос. конф. пользователей систем MSC 2003 года. М.: MSC.Software Corporation. Режим доступа: http://www.mssoftware.ru/document/conf/Moscow_conf/conf_2003/khrun1.zip. Загл. с экрана.
 21. *Абашев Т. Н., Заводчиков С. Ю., Солдаткин А. Н.* Применение MSC/SuperForge для моделирования технологических процессов объемного пресования на Чепецком механическом заводе [Электрон. текстовые и граф. дан.] // Тр. Рос. конф. пользователей систем MSC 1998 года. М.: MSC.Software Corporation. С. 70–74. Режим доступа: http://www.mssoftware.ru/document/conf/Moscow_conf/conf_1998/conf-98.pdf. Загл. с экрана. Яз. рус.
 22. *Копьев Б. В., Салиенко А. Е.* Опыт промышленного внедрения MSC.SuperForge 2002 года на ОАО «Завод турбинных лопаток» [Электрон. текстовые и граф. дан.] // Тр. Рос. конф. пользователей систем MSC 2003 года. М.: MSC.Software Corporation. Режим доступа: http://www.mssoftware.ru/document/conf/Moscow_conf/conf_2003/ztl.zip. Загл. с экрана. Яз. рус.
 23. *Песин А. М., Салганик В. М., Трахтенгерц Е. Л., Дригун Э. М.* Применение MSC.Marc/AutoForge для анализа совместного процесса асимметричной прокатки и пластического изгиба [Электрон. текстовые и граф. дан.] // Тр. Рос. конф. пользователей систем MSC 2000 года. М.: MSC.Software Corporation. 7 с. Режим доступа: http://www.mssoftware.ru/document/conf/Moscow_conf/conf_2000/MagGTU.pdf. Загл. с экрана. Яз. рус.
 24. *Салиенко А. Е., Тимофеев А. А.* Применение MSC.Marc для процессов листовой штамповки [Электрон. текстовые и граф. дан.] // Тр. Рос.

- конф. пользователей систем MSC 2001 года. М.: MSC.Software Corporation. Режим доступа: http://www.mssoftware.ru/document/conf/Moscow_conf/conf_2001/BeePitron.pdf. Загл. с экрана. Яз. рус.
25. *Протопопов А. Л.* Использование программы MSC.Marc для расчета напряженно-деформированного состояния буксового узла грузового вагона с двухрядным коническим подшипником [Электрон. текстовые и граф. дан.] // Тр. Рос. конф. пользователей систем MSC 2006 года. М.: MSC.Software Corporation. Режим доступа: http://www.mssoftware.ru/document/conf/Moscow_conf/conf_2006/day2/15_VNIKTI_Krasyukov_Marc.pps. Загл. с экрана. Яз. рус.
 26. *Виртуальная разработка изделий — технологии XXI века.* М.: MSC.Software Corporation, 2006. 164 с.
 27. *Комплексные технологии виртуального моделирования и инженерного анализа.* М.: MSC.Software Corporation, 2007. 44 с.
 28. *Биткина Е. В., Жидкова О. Г.* Особенности проектирования размеростабильной космической платформы из композиционных материалов, предназначенной для установки оптической аппаратуры // ANSYS Advantage. Русская редакция. Аэрокосмическая отрасль. 2008. № 8. С. 15–19.
 29. *Клебанов Я. М., Давыдов А. Н.* Методика расчета напряженно-деформированного состояния композиционных материалов // ANSYS Advantage. Русская редакция. Аэрокосмическая отрасль. 2008. № 8. С. 11–15.
 30. *Муйземнек А. Ю.* Моделирование процесса объемной штамповки [Электрон. текстовые и граф. дан.]. М.: CAE-Services. Режим доступа: <http://www.cae-services.ru/data/164M.pdf>. Загл. с экрана. Яз. рус.
 31. *Муйземнек А. Ю.* Математическое моделирование процесса листовой штамповки [Электрон. текстовые и граф. дан.]. М.: CAE-Services. Режим доступа: <http://www.cae-services.ru/data/173M.pdf>. Загл. с экрана. Яз. рус.
 32. *Чередищенко А. В.* Разработка методики моделирования технологических процессов гибки тонколистовых профилей повышенной жесткости в валковых машинах [Электрон. текстовые и граф. дан.]. М.: CAE-Services. <http://www.cae-services.ru/data/232M.pdf>. Загл. с экрана. Яз. рус.
 33. *Ильошкин М. В.* Моделирование процесса гофрообразования полок профиля швеллерного типа. М.: CAE-Services. Режим доступа: <http://www.cae-services.ru/data/238M.pdf>.
 34. *Ильошкин М. В.* Моделирование процесса изготовления уголка из полосовой заготовки с перфорацией [Электрон. текстовые и граф. дан.]. М.: CAE-Services. Режим доступа: <http://www.cae-services.ru/data/240M.pdf>. Загл. с экрана. Яз. рус.

35. *Илюшкин М. В.* Моделирование процесса рубки профиля различными формами ножей [Электрон. текстовые и граф. дан.]. М.: CAE-Services. Режим доступа: <http://www.cae-services.ru/data/241M.pdf>. Загл. с экрана. Яз. рус.
36. *Илюшкин М. В.* Исследование процесса осадки цилиндрической заготовки в программе LS-DYNA. М: CAE-Services [Электрон. текстовые и граф. дан.]. Режим доступа: <http://www.cae-services.ru/data/246M.pdf>. Загл. с экрана. Яз. рус.
37. *Богач А. А.* Моделирование формования заготовки сильфона [Электрон. текстовые и граф. дан.]. М.: CAE-Services. Режим доступа: <http://www.cae-services.ru/data/231M.pdf>. Загл. с экрана. Яз. рус.
38. *Илюшкин М. В.* Моделирование процесса изготовления в роликах профиля Z-образного сечения [Электрон. текстовые и граф. дан.]. М.: CAE-Services. Режим доступа: <http://www.cae-services.ru/data/239M.pdf>. Загл. с экрана. Яз. рус.
39. *Восканьянц А. А., Иванов А. В.* Моделирование процесса поперечно-винтовой прокатки на основе эйлера описания движения сплошной среды [Электрон. текстовые и граф. данные] // Наука и образование. 2009. № 1. Режим доступа: <http://technomag.edu.ru/doc/113356.html>. Загл. с экрана. Яз. рус.
40. *Муйземнек А. Ю.* Моделирование процесса прессования алюминиевого профиля [Электрон. текстовые и граф. дан.]. М.: CAE-Services. Режим доступа: <http://www.cae-services.ru/data/208M.pdf>. Загл. с экрана.
41. *Муйземнек А. Ю., Жеков К. Н., Богач А. А.* Математическое моделирование процесса высокотемпературной термомеханической обработки винтовым обжатием [Электрон. текстовые и граф. дан.]. М.: CAE-Services. Режим доступа: <http://www.cae-services.ru/data/176M.pdf>. Загл. с экрана. Яз. рус.
42. *Балуев Б. А.* Обеспечение управляемого обрыва лопатки при проверке локализации фрагментов разрушенной лопатки в корпусах двигателя [Электрон. текстовые и граф. данные] // Двигатель. 2008. № 6 (60). <http://engine.aviaport.ru/issues/60/page12.html>.
43. *Васильев Б. Е., Магеррамова Л. А.* Определение кинетики напряженно-деформированного состояния лопаток турбин с использованием различных вариантов учета ползучести в программном комплексе ANSYS [Электрон. текстовые и граф. данные] // Двигатель. 2008. № 6 (60). <http://engine.aviaport.ru/issues/60/page18.html>.
44. *Скибин В., Крайко А., Блинник В., Браилко И., Иванов М., Копченев В., Макаров В., Секундов А., Темис Ю.* Математическое моделирование — ключ к созданию двигателей [Электрон. текстовые и граф. данные] // Двигатель. 1999. № 3 (3). С. 28–30; № 4 (4). С. 26–28; № 5 (5). С. 30–32; № 6 (6). С. 30–32.

Содержание

Предисловие	3
Обзор и анализ возможностей наиболее известных вычислительных комплексов	7
Примеры задач, решаемых с помощью программных комплексов компании MSC.Software Corporation	9
Продукты компании ANSYS Inc. (ANSYS, LS-DYNA)	26
Выбор CAD-системы	34
Выводы	36
Литература	38

055(02)2

Ротапринт ИКИ РАН
Москва, 117997, Профсоюзная ул., 84/32

Подписано к печати 23.10.2009 г.

Заказ 2193

Формат 70×108/32

Тираж 75

1,8 уч.-изд. л.