электронный журнал
МОЛОДЕЖНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК
Издатель ФГБОУ ВПО "МГТУ им. Н.Э. Баумана". Эл No. ФС77-51038.

 # 12, декабрь 2015

УДК 62-1/-9

Моделирование механики нагружения в полете головного обтекателя скоростного летательного аппарата

***Еремин А.Ф.**, студент*
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н. Э. Баумана,
Аэрокосмический факультет, кафедра «Аэрокосмические системы»

Научный руководитель: Вуколов А.Ю., аспирант
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н. Э. Баумана,
кафедра «Теория машин и механизмов»
bauman@bmstu.ru

Введение

В проектировании ракет космического назначения среди многих факторов, требующих внимания, большое место занимает проблема защиты космической головной части ракеты от нагрева турбулентным потоком в плотных слоях атмосферы. Эта проблема решалась изготовлением головных обтекателей из термостойких материалов и нанесением при необходимости на поверхности головных обтекателей малотеплопроводных теплозащитных покрытий. Граничным условием для расчетов теплозащитных покрытий является аэродинамический тепловой поток, величина которого в процессе полета зависит от многих явлений. Непосредственно после старта до высот примерно 2 км пограничный слой на корпусе ракеты является ламинарным в силу малой скорости. В полете на высотах от 2 км до 35 — 40 км пограничный слой на головной части становится турбулентным из-за значительного увеличения скорости, числа Рейнольдса. Переходный режим обтекания имеет место при высоте полета от 35 км до 60 км. Выше 60 км обтекание головной части можно с уверенностью считать ламинарным в силу малой плотности [1]. Максимальное значение температуры конструкции головных частей ракет, в сильной степени зависит от того, когда в полете произошла смена турбулентного режима обтекания ракеты, ламинарным режимом. Ввиду сложностей расчетов аэродинамических тепловых потоков, традиционно головные обтекатели ракет покрывались теплозащитными материалами с запасом, в соответствии с практическим опытом, то есть по показаниям датчиков температуры несущей конструкции, установленных под теплозащитой. Недостаток этого подхода большой вес. В данной

работе рассматривается антенный обтекатель находящийся под патентом № 2433512 РФ [2] используется для ракет класса «земля-воздух » «воздух-воздух».

1. Структура обтекателя

Антенный обтекатель включает стеклопластиковую конусообразную оболочку 1, диэлектрический наконечник 2 из волокнистого пресс-материала на кремнийорганическом связующем, промежуточное конусообразное кольцо 3 из аналогичного с наконечником материала. Названные детали соединены клеем 4 на основе эпоксикремнийорганической смолы. Для подсоединения к летательному аппарату предусмотрено металлическое кольцо 5 из титана, алюминия или его сплавов, скрепленное винтами 6 с конусообразной оболочкой. Место соединения загерметизировано клеем-герметиком 7 на основе силиконового каучука (см. рис 1).

На рисунке 2 представлен вариант соединения конусообразной оболочки с наконечником при повышенных тепловых нагрузках, когда прочность клея уменьшается. В этом случае механическое скрепление оболочки с наконечником позволяет сохранить несущую способность обтекателя. Это механическое скрепление осуществлено за счет выполнения внутренней кольцевой проточки 8 в наконечнике и согласованного по профилю кольцевого буртика 9 в конусообразном кольце. На меньшем диаметре промежуточного кольца предусмотрены один или несколько прямых или косых прорезей 10 с углом наклона к продольной оси 0÷45° и длиной, не превышающей половины длины клеевого соединения промежуточного кольца с наконечником. Благодаря этим прорезям обеспечивается аксиальная деформация разрезанной части конусообразного кольца и его стыковка с внутренней кольцевой выточкой в наконечнике при приложении осевой нагрузки на наконечник при сборке.

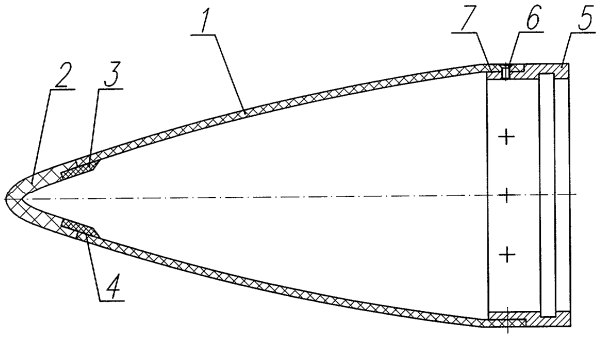


Рис. 1. Общий вид антенного обтекателя в разрезе

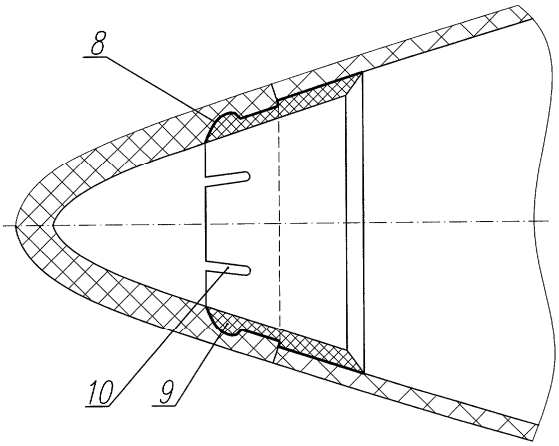


Рис. 2. Соединения конусообразной оболочки с наконечником

Головной обтекатель ракеты выполнен в виде тела вращения, содержит цилиндрическую и коноидную части. Образующая конической части представляет собой монотонно возрастающую по направлению к цилиндрической части гладкую, не имеющую точек перегиба кривую и состоит из двух элементов (см. рис 3). Первый элемент выполнен по дуге окружности с центром на оси обтекателя, а второй элемент выполнен по кривой степенной функции. Образующая носовой части обтекателя дополнительно снабжена третьим элементом, выполненным по дуге окружности с центром на линии, перпендикулярной продольной оси обтекателя и лежащей в плоскости стыка носовой и цилиндрической частей.

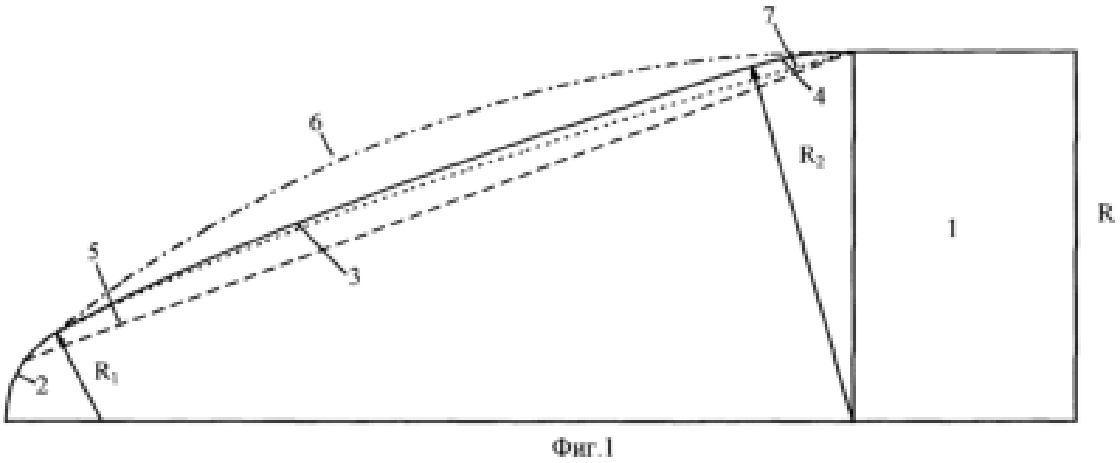


Рис. 3. Цилиндрическая и коноидная части антенного обтекателя

2. Постановка задачи анализа, определение нагрузок и граничных условий

Постановки задачи конечноэлементного анализа состоит из следующих этапов: Определение граничных условий, кинематических связей, наложенных на конструкцию,

условия сопряжения по поверхностям и в частности, предельно допустимых параметров деформирования. Обычно производится в относительных деформациях и радиусах по отношению к начальной толщине или высоте конструкций, исходя из следующих граничных условий: сохранение сплошности, механических свойств материала заготовки, допустимого утонения и устойчивости пластинчатых элементов заготовок при температурном воздействии.Однако указанные способы определения граничных условий деформирования строятся на закономерностях процессов, не учитывающих всю сложность, многообразие напряженно-деформированных состояний. Например, не учитываются: точечные нагрузки, возникающие во время стационарного обтекания турбулентным потоком за счет срыва вихрей, упрочнение металла, повышенное пружинение или локализация деформации.

Весь процесс исследования осуществляется непосредственно в SolidWorks. Преимущества такого интегрированного решения очевидны:

• минимизированы затраты времени на ввод информации об изделии в систему конечно-элементного анализа;

• отсутствуют возможные погрешности экспорта-импорта моделей через универсальные обменные форматы или погрешности повторного ручного ввода, поскольку модель передается для осуществления расчетов максимально точно;

• сохраняется ассоциативная связь расчетной математической модели и электронной объемной модели изделия за счет прямой программной интеграции. Таким образом, возможно изменить размеры исследуемого изделия, обновить КЭ модель и незамедлительно получить актуальные результаты расчета. При этом ему не понадобится осуществлять повторный ввод геометрии, экспорт-импорт, задание граничных условий и т.п. Это, бесспорно, очень удобно для пользователя, поскольку позволяет в сжатые сроки просчитать несколько вариантов.

3. Задание параметров сетки.

Определение граничных условий:

3.1. Условия связи:

Условия фиксации шпангоута (зафиксированная геометрия) (см. рис. 4).

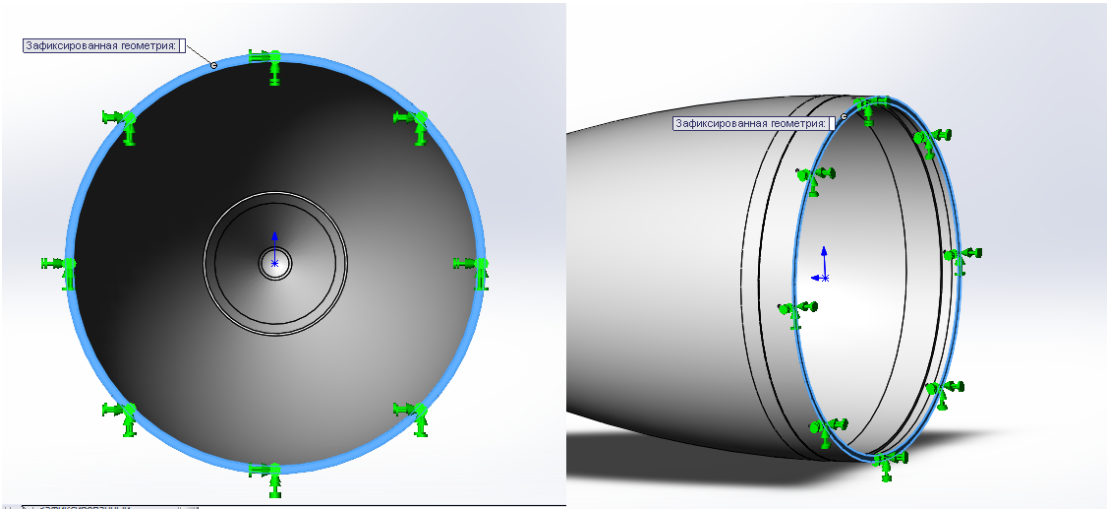


Рис. 4. Схема фиксации

3.2. Условия нагружения:

Сила действующая равномерно на обтекатель направленная вдоль оси вращения (см. рис. 5).

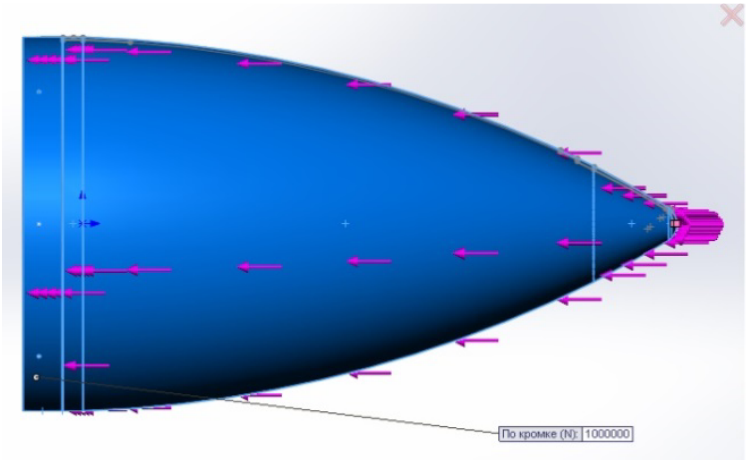


Рис. 5. Схема нагружения

3.3. Определение давлений и технического нагружения.

Ракетоноситель должен обладать оптимальными аэродинамическими характеристиками: минимальным лобовым сопротивлением и допустимым коэффициентом подъемной силы при благоприятных характеристиках устойчивости и управляемости во всех эксплуатационных диапазонах чисел Маха и углов атаки.

Давление, действующее на обтекатель (см. рис. 6)

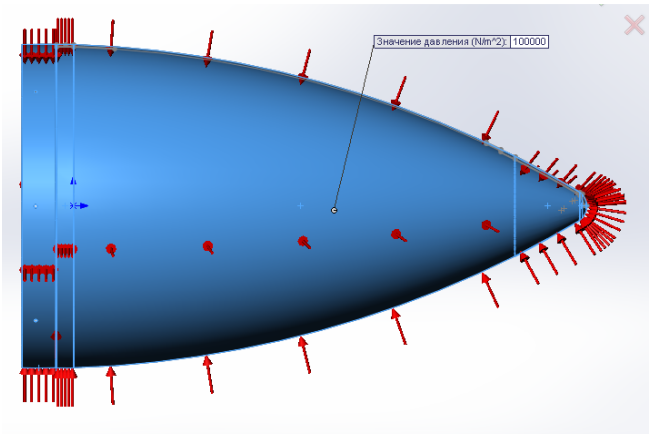


Рис. 6. Схема нагружения

Тепловое воздействие на обтекатель в автономном полете (см. рис. 7)

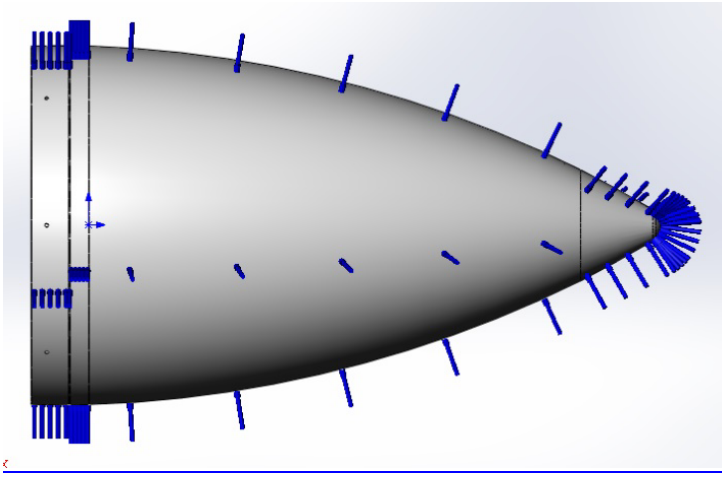


Рис. 7. Схема нагружения

4. Особенности работы SolidWorks Simulation

SolidWorks Simulation создает совместимую сетку на изначально контактирующих областях. Если сетка совместима, программа объединяет совпадающие узлы по общему сопряжению [3], что нам и надо. Для модели применим следующие параметры управления сеткой: *Размер элемента=2,3* и в окне *Соотношение=1,5*[4]. Зададим глобальный контакт *Связанный* с параметром *Совместимая сетка* [5].

4.1. Результаты расчета:

Таблица 1

Зависимость температуры обшивки от числа Маха

Число Маха	1,0	1,5	2,0	2,5	3,0	5,0	10,0
Высота полета 0 м							
Скорость полета, м/с	340,2	511	671	848	1019	1700	3405
Скорость полета, км/ч	1234	1836	2449	3058	3681	6126	12258
Температура торможения, К	345	417	521	651	803	1732	6048
Повышение температуры, К	55	130	230	360	520	1440	5760
Высота полета 11-25 км							
Скорость полета, м/с	295,0	440	591	736	884	1476	2951
Скорость полета, км/ч	1062	1594	2125	2656	3184	5313	10622
Температура торможения, К	250	314	390	487	606	1300	4550
Повышение температуры, К	43	100	170	270	390	1080	4330

4.2. Термические напряжении

В ракетах, меняющих скорость маха от 2,0 до 2,2 широко применяются сплавы алюминия (дюрали), которые характеризуются относительно высокой прочностью, малой плотностью и сохранением прочностных свойств при небольшом повышении температуры. Дюрали обычно дополняются стальными либо титановыми сплавами, из которых выполняются части, подвергающиеся наибольшим механическим или тепловым нагрузкам. Сплавы титана нашли применение уже в первой половине 50-х годов сначала в очень небольших масштабах (сейчас детали из них могут составлять до 30% массы ракеты). В сверхзвуковых ракет с M > 3 становится необходимым применение жаропрочных стальных сплавов как основного конструкционного материала. Такие стали сохраняют хорошие механические свойства при высоких температурах, характерных для полетов с гиперзвуковыми скоростями (M > 5), но их недостатками являются высокая стоимость и большая плотность. Приемлемыми разработанными материалами так же являются *(патент США №5627542),(патент США №4666873).*

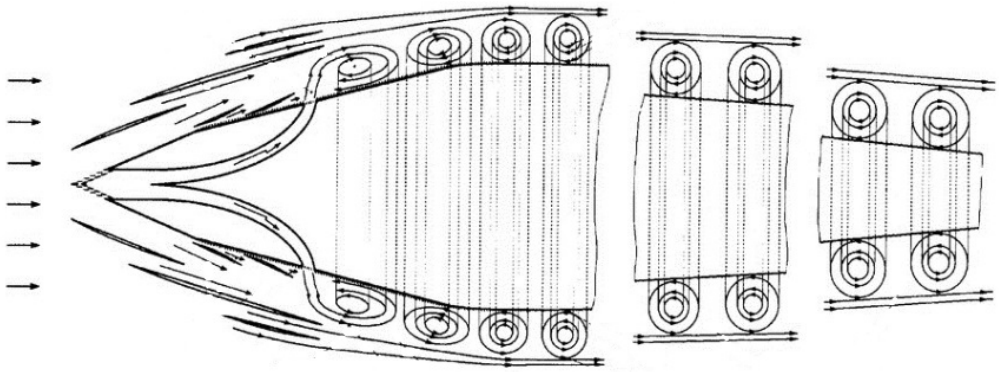


Рис. 8. Схема обтекания вихревыми потоками антенного обтекателя

На рисунке 8 выше видим аэродинамический поток действующий на обтекатель. При больших скоростях у нас происходит аэродинамический нагрев (см. Таблица 1.), результат того, что налетающие на тело молекулы воздуха (газа) тормозятся вблизи тела. Если полет совершается со сверхзвуковой скоростью, торможение происходит прежде всего в скачке уплотнения, возникающей перед телом. При торможении молекул воздуха в пограничном слое, непосредственно у поверхности тела, внутренняя энергия возрастает, что ведет к росту температуры газа в этом слое и аэродинамическому нагреву тела. Например, при полете сверхзвуковой ракеты со скоростью 1 км/с температура торможения составляет около 700 К (см. рис. 9), а при входе космического аппарата в атмосферу Земли с первой космической скоростью (~7,6 км/с) температура торможения достигает 8300 К. Если в первом случае температура обтекателя ракеты может быть близка к температуре торможения, то во втором случае поверхность космического аппарата неминуемо начнет разрушаться из-за неспособности материалов выдерживать столь высокие температуры.

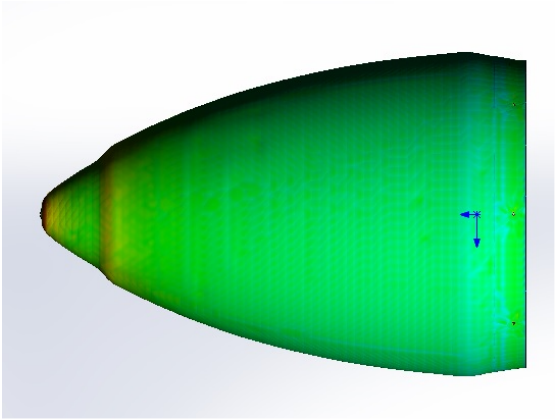


Рис. 9. Обтекатель, деформированный вихрями и нагрузками в конечный момент времени по расчету

Дополнительно изменение температуры обтекателя в разный момент нагревания и возможные зоны разгерметизации показаны на рисунках (см. рис. 10-12).

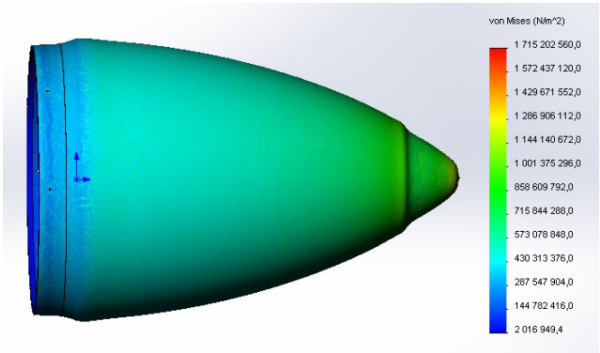


Рис. 10. Аэродинамический нагрев поверхности деформированного обтекателя от 200-500 °C

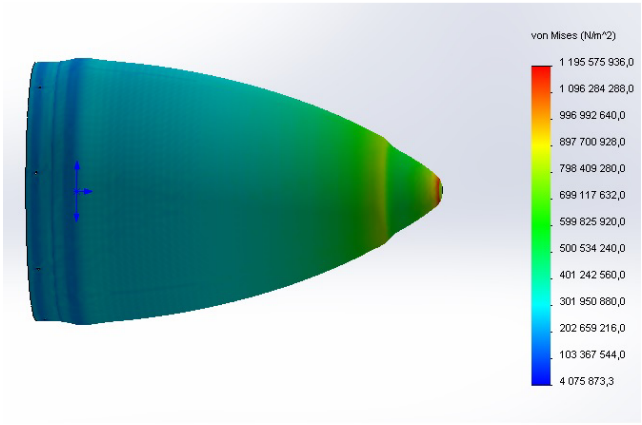


Рис. 11. Аэродинамический нагрев поверхности обтекателя от 500-800 °C

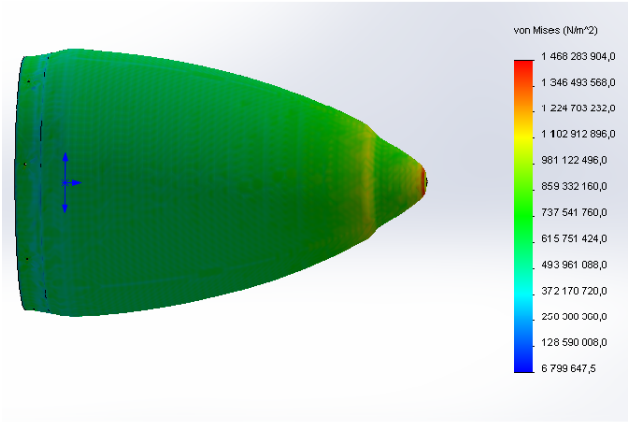
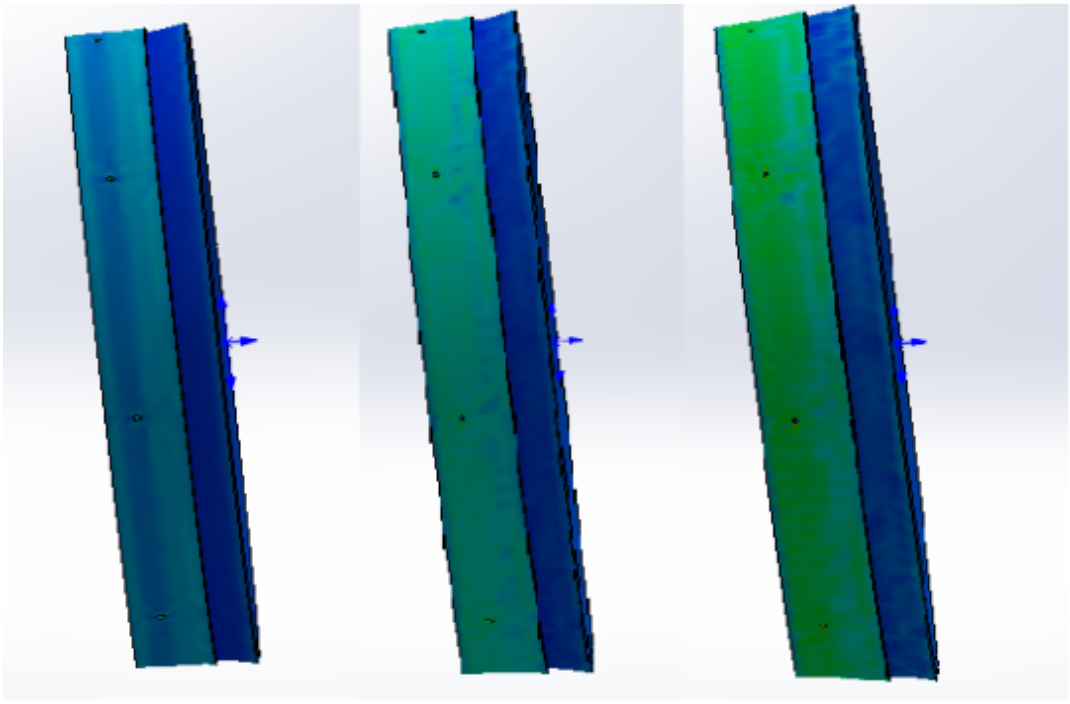


Рис.12. Аэродинамический нагрев поверхности обтекателя от 800-1150 °C

4.3. Деформации

На рисунке 13 показана выполненная из диэлектрического материала конусообразная оболочка, связанная с металлическим шпангоутом клеевым соединением на эпоксикремнийорганической основе с наполнителем из порошкообразной окисной керамики, разный момент нагревания обтекателя турбулентным потоком и возможные зоны разгерметизации в местах болтовых соединений.



а) б) в)

Рис. 13. Аэродинамический нагрев поверхности шпангоута с клеевым соединением в три разные момента времени: а) Нагрев от 200-500 °С; б) Нагрев от 500-800 °С; в) Нагрев от 800-1150 °С

4.4.Общий анализ результатов расчета термического нагружения.

За основу в расчетах взяли стеклопластиковую коноидную оболочку, шпангоут из аналогичного с наконечником материала или титанового сплава на кремнийорганическом связующем.

В расчете не выявлено явных зон концентрации напряжений и зон возможной разгерметизации следовательно антенный обтекатель может выполнить поставленную задачу.

Рис. 14. Обобщенная диаграмма для результатов анализа методом конечных элементов напряженности в проточном режиме с температурой торможения 200-500 °C

Рис. 15. Обобщенная диаграмма для результатов анализа методом конечных элементов напряженности в проточном режиме с температурой торможения 500-800 ° C

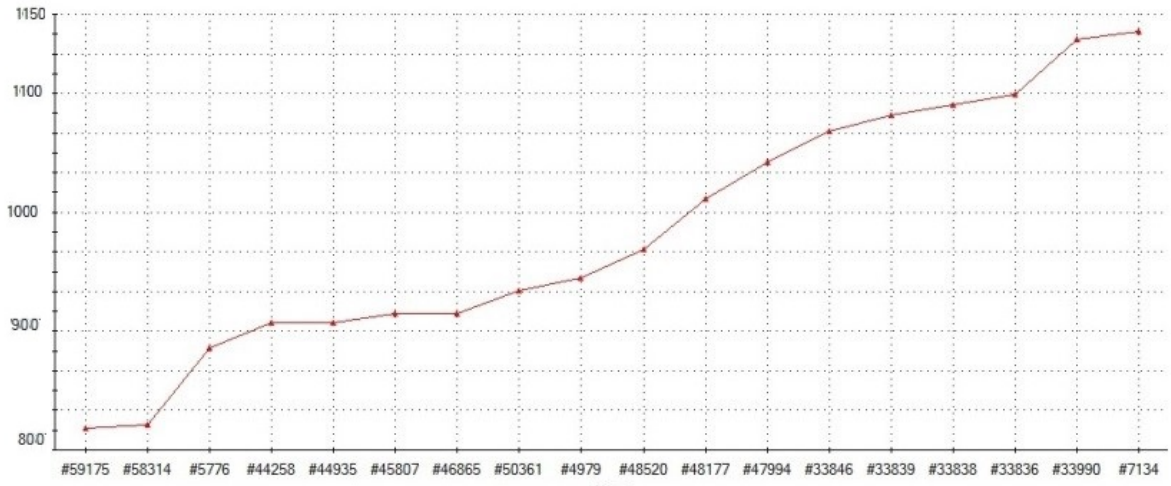


Рис. 16. Обобщенная диаграмма для результатов анализа методом конечных элементов напряженности в проточном режиме с температурой торможения 800-1150 °С

На графиках представлены изменения напряжений от шпангоута до конца носовой части оболочки с разным температурным нагревом (см. рис. 14-16). По оси ординат расположена температура, по оси абцисс точки выстроенные в прямую линию с равным интервалом на обтекателе, нарушение монотонности и погрешности на графике означают не равномерность прогревания потоком нашего материала связанно это с неоднородностью металла и искревлением потока.

5. Заключение

В результате проведенных исследований в условиях приближенных к реальным условиям полета. Получена база данных по свойствам нагруженного антенного обтекателя работающего в модельной фазе с введенными случайными распределенными нагрузами, нарушением монотонности и погрешностью. Определены параметры деформации и зоны возможной разгерметизации оболочки. Так же определено, что небольшие изгибы получившиеся в результате турбулентного теплообмена, имеют меньшую температуру. Установлено изменение напряженного состояния, отсутствие угрозы разрушения конструкционных элементов.

Список литературы

1. Панин В.Ф. Конструкции деталей. М.: Машиностроение, 1982. 152 с.

2. Панин В.Ф., Гладков Ю.А. Конструкции носовых обтекателей: Справочник. М.: Машиностроение, 1991. 272 с.
3. Федосеев В.И. Основы техники ракетного полета. М.: Главная редакция физико-математической литературы издательства «Наука» 1979. 255 с.
4. Балабух Л.И., Алфутов Н.А., Усюкин В.И. Строительная механика ракет. М.: Главная редакция физико-математической литературы издательства «Наука», 1984. 391 с.
5. Арзамасов Б.Н., Брострем В.А., Буше Н.А. Конструкционные материалы: справочник. М.: Машиностроение, 1990. 688 с.