

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего образования
«Комсомольский-на-Амуре государственный университет»

Работа выполнена в СКБ «Авиастроение»

СОГЛАСОВАНО

Начальник отдела ОНиПКРС

(подпись) Е.М. Дмитриади

« ____ » _____ 2024 г.

УТВЕРЖДАЮ

Проректор по научной работе

(подпись) А.В. Космынин

« ____ » _____ 2024 г.

Декан ФАМТ

(подпись) О.А. Красильникова

« ____ » _____ 2024 г.

«Моделирование носового обтекателя самолета выполненного из КМ»
Комплект проектной документации

Руководитель СКБ

(подпись, дата)

Ю.Б. Колошенко

Руководитель проекта

(подпись, дата)

Г.А. Щербатюк

Комсомольск-на-Амуре 2024

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации

Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего образования
«Комсомольский-на-Амуре государственный университет»

ЗАДАНИЕ
на разработку

Название проекта: *Моделирование носового обтекателя самолета выполненного из КМ*

Назначение: Разработка конструкции носового обтекателя самолета, выполненного из композиционных материалов.

Область использования: В учебном процессе для подготовки специалистов 24.05.07 «Самолето-и вертолетостроение» в качестве руководства к выполнению практических и лабораторных работ.

Функциональное описание проекта: Модель должна отражать структуру и свойства КМ, особенности изделия выполненного из ПКМ, отконструкторско-технологическим требованиям

Техническое описание: Необходимо решить задачу разработки конструкции носового обтекателя, используя аналитические и численные методы с применением программ инженерного анализа.

Требования: Модель должна содержать прочностной расчет и решиться в нелинейной постановке

План работ:

Наименование работ	Срок
Создание модели носового обтекателя	сентябрь, 2024
Анализ напряженно-деформированного состояния носового обтекателя выполненного из ПКМ	октябрь, 2024
Подбор параметров модели , с наиболее эффективной структурой	ноябрь, 2024
Проведение виртуальных испытаний модели	декабрь, 2024
Формирование отчета исследования	январь, 2024

Комментарии:

Пояснительная записка к проекту выполняется по требованиям РД 013-2016 с изм. 4.

Перечень графического материала:

1. 3D-модель (геометрическая, прочностная);
2. Методические указания;

Руководитель проекта _____

(подпись, дата)

Г.А. Щербатюк

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего образования
«Комсомольский-на-Амуре государственный университет»

«Моделирование еносового обтекателя самолета выполненного из КМ»
Комплект *проектной* документации

Руководитель проекта

(подпись, дата)

Г.А. Щербатюк

Комсомольск-на-Амуре 2024

Содержание

1	Общие положения.....	7
1.1	Цель и задачи работы.....	7
1.2	Предмет разработки	7
1.3	Исходные данные	9
2	Прочностной расчет носового обтекателя	19
2.1	Анализ расчетно силовой схемы	19
3	Проектирование носового обтекателя самолета	40
3.1	Проектирование носового обтекателя самолета истребителя в прикладной программе MSC/PATRAN	40
3.2	Виртуальные испытания носового обтекателя	43

1 Общие положения

1.1 Цель и задачи работы.

Разработка конструкции носового обтекателя самолета, выполненного из композиционных материалов

Задачи:

- 1) Проанализировать требования предъявляемые к конструкции самолета
- 2) Рассмотреть нагрузки, действующие на самолет в полете
- 3) Рассчитать на прочность носовой обтекатель
- 4) Оценить возможности использования прикладных программы MSC nastran, patran как инструмента системы автоматизированного проектирования (САПР) конструкций из КМ
- 5) Провести моделирование носового обтекателя, выполненного из композиционных материалов с использованием прикладных программ
- 6) Провести виртуальные статические испытания носового обтекателя

1.2 Предмет разработки

Обтекатель – устройство для уменьшения лобового сопротивления самолёта или вертолёта. Обычно это плавная поверхность, форма и размер которой зависит от размеров закрываемого агрегата и скорости полёта. Наиболее часто обтекатели применяют на шасси, в местах установки антенн, выступающих частей оборудования. Главные требования к обтекателям – жёсткость и гладкость поверхности. Обтекатель самолета истребителя представлен на рисунке 1.1



Рисунок 1.1 – Носовой обтекатель самолета истребителя

Самолет в целом и его агрегаты в процессе эксплуатации (в полете, при взлете, посадке, транспортировке и пр.) подвергаются действию разнообразных нагрузок. Без знания этих нагрузок невозможны оценка конструкции, ее проектирование, расчеты на прочность, а также грамотная эксплуатация [3].

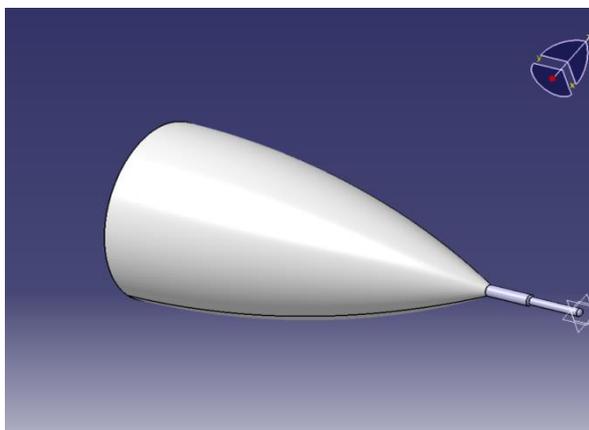


Рисунок 1.2 – 3D модель обтекателя в программе CATIA V5R21(Масштаб 1:1

Обтекатель должен обладать хорошими радиопрозрачными свойствами. Радиопрозрачные изделия из КМ должны обладать заданными радиотехническими характеристиками, от которых зависит дальность действия, точность и надёжность работы радиолокационного оборудования и средств связи. Следует подчеркнуть, что полимерные композиционные материалы часто незаменимы

при конструировании обтекателей, защищающих радарную аппаратуру на самих летательных аппаратах. Для обеспечения максимального прохождения волн от радарных установок композит должен обладать высокой однородностью, а обтекатель необходимо изготавливать с большой степенью точности [3].

Для изготовления обтекателей, полностью отражающих электромагнитные волны (ЭМВ) применяют металл, композиты на основе электропроводящих органических волокон и стеклянных волокон. Исходные данные для решения задачи

1.3 Исходные данные

Требования, предъявляемые к конструкции самолета

Требования к конструкции обычно разделяют на общие, которые обязательны для всех частей планера, и специальные, связанные с назначением и особенностями работы отдельных частей конструкции [5].

Аэродинамические требования

Данные требования сводятся к такому выбору внешних форм и взаимного расположения агрегатов, которые позволяют получить назначенные для самолета летно-технические данные при наименьших энергетических затратах. При этом расположение фокуса относительно центра тяжести самолета должно обеспечивать удовлетворительную устойчивость и управляемость его на всех режимах полета [5].

Летные данные самолета при выбранных параметрах могут быть улучшены уменьшением коэффициента лобового сопротивления c_x , увеличением

аэродинамического качества $\frac{c_y}{c_x}$ и коэффициента подъемной силы c_y . Для

снижения величины c_x на современных сверхзвуковых самолетах уменьшают удлинение крыла, придают ему стреловидную или треугольную форму в плане, уменьшают относительную толщину профиля, применяют специальные «суперкритические» профили. Такие же формы придают горизонтальному и вертикальному оперению. Фюзеляжи выполняют обычно с большим удлинением [5].

Внешние формы самолета влияют на интенсивность притока тепла от нагретого пограничного слоя к конструкции при полете на больших числах M (число Маха M – во сколько скорость самолета превышает скорость звука). Например, увеличение угла стреловидности крыла и радиуса скругления передних кромок крыла и оперения, затупления носовой части фюзеляжа снижают поступление тепла в конструкцию [5].

Обтекатели летательных аппаратов являются одной из наиболее важных частей самолета. Они обычно изготавливаются из высокопрочного, легкого металла или композитных материалов. Назначение состоит в том, чтобы защитить антенну радара от помех воздушного потока, обеспечив при этом четкую передачу радиолокационных волн.

Аэродинамические требования к обтекателю самолета в основном включают следующие аспекты:

Аэродинамический момент: обтекатель должен иметь хорошую аэродинамическую форму, чтобы уменьшить аэродинамическое сопротивление и аэродинамический момент. Аэродинамическое сопротивление увеличивает сопротивление полета и расход топлива самолета, а аэродинамические моменты вызывают потерю равновесия самолета и требуют коррекции.

Аэродинамическая устойчивость: обтекатель должен иметь хорошую аэродинамическую устойчивость для поддержания устойчивости полета самолета. Когда обтекатель возмущается воздушным потоком, он должен сохранять

равновесие и устойчивость, чтобы избежать неблагоприятных реакций управления, таких как качка или качка самолета.

Перетаскивание и подъемная сила: обтекатели должны иметь хорошее сопротивление и подъемную силу, чтобы поддерживать высоту и скорость самолета. Аэродинамическая форма обтекателя должна учитывать баланс лобового сопротивления и подъемной силы во избежание увеличения расхода энергии полета самолета.

Контроль температуры: обтекатели должны иметь возможность контролировать температуру своей поверхности, чтобы поддерживать безопасную эксплуатацию самолета. На температуру поверхности обтекателя обычно влияют такие факторы, как температура воздуха, влажность и скорость ветра, и необходимо осуществлять эффективный контроль температуры, чтобы гарантировать гарантированные свойства материала обтекателя.

Коррозионная стойкость и износостойкость: Обтекатель должен иметь хорошую коррозионную стойкость и износостойкость для сохранения срока службы и безопасности. Обтекатель обычно изготавливается из высокопрочного, легкого металла или композитного материала, который легко подвергается воздействию внешней среды при длительной эксплуатации и требует регулярного ухода и обслуживания.

Подводя итог, можно сказать, что аэродинамические требования к обтекателю самолета очень высоки, и он должен иметь хорошие характеристики с точки зрения лобового сопротивления, подъемной силы, контроля температуры, коррозионной стойкости и износостойкости, чтобы обеспечить безопасную эксплуатацию самолета и продлить срок службы. его срок службы.

Требование достаточной прочности и жесткости

Под прочностью конструкции понимают ее способность воспринимать без разрушения нагрузки, действующие в процессе эксплуатации. Жесткость конструкции характеризуется способностью ее деформироваться под действием внешних нагрузок и сохранять форму и геометрические параметры после снятия нагрузки. Следствием недостаточной жесткости могут быть чрезмерные деформации (прогибы, углы закручивания, коробление обшивки) и потеря устойчивости силовых элементов. Большие деформации конструкции могут приводить к изменению внешних форм, ухудшению устойчивости и управляемости самолета, к возникновению опасных вибраций.

Требование достаточной прочности и жесткости (полного удовлетворения требований норм прочности) является безусловным, в противном случае конструкция не сможет выполнять свои функции [5].

Обтекатель воздушного судна должен иметь достаточную прочность и жесткость, чтобы гарантировать, что он не будет деформирован или сломан во время эксплуатации, чтобы обеспечить безопасную эксплуатацию воздушного судна.

Требования к прочности и жесткости. Прочность и жесткость обтекателей самолетов являются чрезвычайно важными эксплуатационными показателями. Обтекатели должны выдерживать воздействие воздушных потоков и турбулентности в полете, а также вибрации самолета, не деформируясь и не ломаясь. Вообще говоря, прочность и жесткость обтекателя должны соответствовать следующим требованиям:

Индекс прочности и жесткости: прочность и жесткость обтекателей самолетов должны соответствовать требованиям авиакомпаний и отделов летной годности. Разные типы самолетов и разные полетные задания предъявляют разные требования к прочности и жесткости обтекателя.

Выбор материала: материал обтекателя должен иметь достаточную прочность и жесткость, а также хорошую аэродинамическую форму и низкотемпературные характеристики. Обычно используемые материалы обтекателя включают высокопрочные алюминиевые сплавы, композитные материалы из углеродного волокна и т. Д.

Структурный дизайн: структурный дизайн обтекателя должен учитывать требования прочности и жесткости и выполнять эффективную структурную оптимизацию. Форма обтекателя должна иметь определенную конструктивную форму для повышения его прочности и жесткости, такую как х-образная, у-образная, z-образная и другие конструктивные формы.

Требования к температуре: Требования к температуре обтекателя также чрезвычайно важны. Материал обтекателя должен сохранять свою прочность и жесткость при различных температурах, особенно в условиях высоких температур, он должен обладать хорошей устойчивостью к высоким температурам. В условиях низких температур обтекатели должны сохранять свою гибкость и эластичность, чтобы функционировать должным образом.

Требования к усталостной долговечности: Усталостная долговечность обтекателей самолетов также является важным показателем эффективности. При длительном использовании обтекатель должен выдерживать множественные аэродинамические нагрузки и механические нагрузки, а также

требуется конструкция с эффективной усталостной долговечностью. Вообще говоря, усталостная долговечность обтекателя должна достигать десятков тысяч раз или более.

Требования к прочности и жесткости обтекателя самолета очень высоки, и он должен иметь хорошие характеристики с точки зрения выбора материала, конструкции конструкции, требований к температуре и усталостной долговечности, чтобы обеспечить безопасную эксплуатацию самолета и продлить срок его службы.

Требование надежности

Под надежностью конструкции понимают ее способность выполнять заданные функции с сохранением эксплуатационных показателей в течение установленного срока службы. Зависит надежность конструкции от качества изготовления, сложности ее и условий эксплуатации. Один из основных путей повышения надежности – резервирование (дублирование). Повысить ее можно также:

- выполнением установленных режимов эксплуатации;
- проведением периодических осмотров и регламентных работ;
- своевременным выполнением работ по текущему и капитальному ремонту [5].

Конструкция должна позволять быстро обнаруживать и устранять неисправности. Для получения информации о техническом состоянии ее на современных самолетах применяют автоматические системы контроля [5].

Требование живучести

Требование живучести для самолета является весьма важным. Живучесть – это способность самолета выполнять задачи при наличии повреждений [5].

Повысить живучесть можно следующим образом:

–применяя конструкции с рассредоточенными, распределенными по периметру сечения (крыла, фюзеляжа) силовыми элементами;

–резервируя (дублируя) наиболее ответственные силовые элементы узлов, агрегатов, систем;

–повышая прочность силовых элементов каркаса;

–применяя статически неопределимые конструкции [6].

Эксплуатационные требования

Конструкция должна обеспечивать удобные подходы к двигателю, узлам управления, агрегатам бортовых систем, оборудований и т. д. Замена агрегатов не должна быть сопряжена с демонтажем других агрегатов, узлов, трубопроводов [5].

В конструкции следует предусматривать достаточное количество смотровых и монтажных люков. Крышки их должны открываться без применения специального инструмента, замки – быть надежными [5].

Если транспортировку самолета предполагается осуществлять по железной дороге, то в конструкции должны быть предусмотрены эксплуатационные разъемы, обеспечивающие необходимое членение ее. При этом каждая из частей снабжается специальными узлами для подъема и закрепления при транспортировке [5].

Совокупность свойств конструкции, характеризующая ее приспособленность к техническому обслуживанию и ремонту в процессе эксплуатации при наименьших трудозатратах, определяет эксплуатационную технологичность самолета. Улучшению последней способствуют унификация узлов и агрегатов, а также преимущество наземного оборудования для технического обслуживания [5].

Требование ремонтпригодности

Требование ремонтпригодности сводится к обеспечению возможности быстро и дешево восстанавливать поврежденные части самолета. В настоящее время ремонт рассматривается как одно из главных средств поддержания численности самолетного парка [5].

В связи с усложнением и удорожанием техники значимость требования ремонтпригодности возрастает [5].

Повышению ремонтпригодности конструкции способствуют взаимозаменяемость основных частей и элементов, а также наличие разъемов, позволяющих осуществлять замену поврежденных частей [5].

Требование высокой технологичности

Требование высокой технологичности определяет такие свойства конструкции, которые позволяют снизить трудозатраты на ее изготовление, сократить сроки освоения производства, повысить автоматизацию и механизацию производственных процессов [5].

Повышению технологичности конструкции способствует следующее:

- расчленение ее на агрегаты, отсеки, панели;
- простота конфигурации деталей;
- применение материалов, которые можно обрабатывать высокопроизводительными процессами;
- унификация материалов, узлов, крепежных деталей [5].

Требование экономичности

Экономичность конструкции определяется величиной суммарных затрат на производство и эксплуатацию. Она достигается снижением технологической себестоимости конструкции, т. е. совокупности всех затрат, связанных с изго-

товлением самолета, и сокращением эксплуатационных расходов путем повышения долговечности, надежности и удобств эксплуатации конструкции [5].

Технологическая себестоимость зависит от стоимости материала, способа его обработки, стоимости оснастки, инструмента и др. Чем больше изготавливается изделий, тем дешевле производство, так как при этом стоимость оснастки и оборудования, приходящаяся на каждое изделие, составляет меньшую долю [5].

Эксплуатационные расходы состоят из затрат на горюче-смазочные материалы, амортизацию самолетного парка, текущий ремонт, фонд зарплаты обслуживающего персонала и др. Значительное повышение экономичности самолета в эксплуатации может быть достигнуто увеличением межремонтных сроков службы и надежности работы отдельных агрегатов и самолета в целом. Это, естественно, приводит к увеличению производственных затрат [5].

Требование минимального веса

Отмеченные выше требования достаточной прочности и жесткости, надежности, боевой живучести и другие должны удовлетворяться при минимальном весе конструкции. Развитие самолетостроения связано с непрерывной борьбой за снижение веса конструкции [5].

Для современных самолетов вес конструкции G_k составляет 20–35% взлетного веса самолета. Меньшие значения G_k относятся к тяжелым самолетам с прямыми и треугольными крыльями, большие – к легким самолетам со стреловидными крыльями [5].

Снижения веса конструкции можно добиться рациональным выбором материалов и силовых схем, применением рациональных технологических процессов, а также за счет уточнения нагрузок, действующих на конструкцию [5].

Анализ общих требований

Анализ общих требований к конструкции планера показывает, что многие из них дополняют друг друга. Так, требования достаточной прочности и жесткости конструкции согласуются с требованиями надежности и боевой живучести, эксплуатационные требования – с требованиями технологичности и ремонтпригодности конструкции. В то же время некоторые требования противоречивы. Почти все они противоречат требованию минимального веса конструкции. Взаимоисключающими являются требования аэродинамики и простоты производства [5].

Учет всего комплекса требований к конструкции при проектировании связан с принятием таких решений, которые обеспечивают наилучшее выполнение задач, поставленных перед самолетом данного типа [5].

2 Прочностной расчет носового обтекателя

2.1 Анализ расчетно силовой схемы

Силы, действующие на самолет в полете

В полете на самолет действуют следующие силы (Рисунок 2.1): тяга двигателя P , аэродинамические – подъемная сила Y и лобовое сопротивление Q , сила тяжести G . Эти силы показаны для самолета, рассматриваемого в виде материальной точки. Некоторые из них иногда могут отсутствовать, например сила тяги при неработающем двигателе, аэродинамические силы при полете вне атмосферы [5].

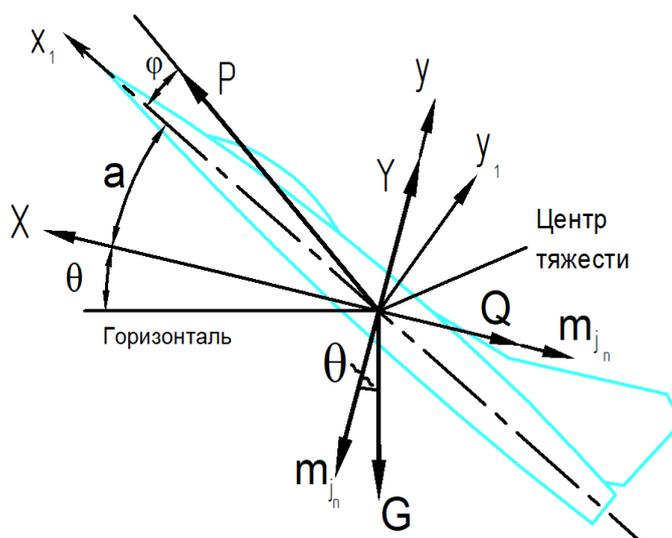


Рисунок 2.1 – Силы, действующие на самолет в полете, где P – тяга двигателя; Q – лобовое сопротивление; G – сила тяжести; Y – подъемная сила; m_j_τ и m_j_n – силы инерции; θ – местный угол наклона траектории;

α – угол атаки

В общем случае силы, действующие на самолет, не находятся в равновесии. Однако если к движущемуся с ускорением телу приложить силы инерции

mj_{τ} и mj_n где m – масса, j_{τ} и j_n – тангенциальное и нормальное ускорения соответственно, то согласно принципу Д'Аламбера можно считать, что такое тело находится в равновесии [5].

Удобно все силы, действующие на самолет, объединить в две группы – поверхностные и массовые; к поверхностным силам отнести аэродинамические силы и силу тяги, а к массовым – силы тяжести и инерционные. Заменяем поверхностные силы P , Y и Q их равнодействующей \overline{R}_n , а массовые силы G , и mj_{τ} и mj_n их равнодействующей \overline{R}_m (Рисунок 2.2) [5].

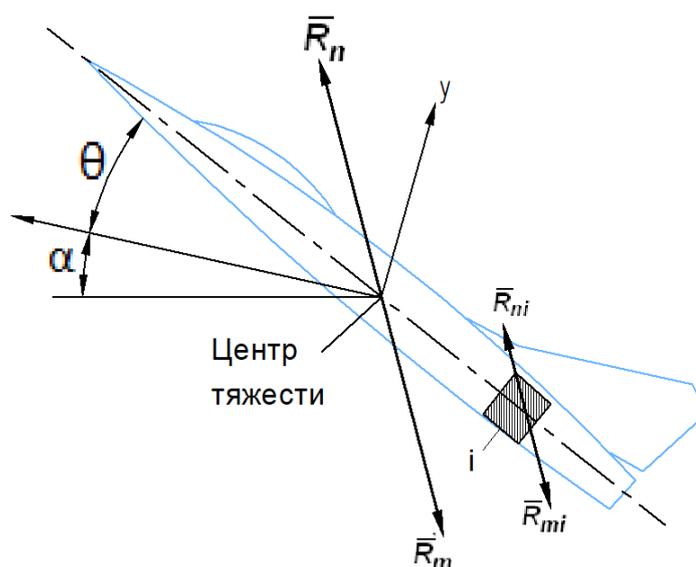


Рисунок 2.2 – Равнодействующие всех сил, действующих на самолет в поле-

те, где \overline{R}_n равнодействующая поверхностных сил;

\overline{R}_m – равнодействующая массовых сил; \overline{R}_{ni} и \overline{R}_{mi} – равнодействующая соответственно поверхностных и массовых сил i -го агрегата

Из условия равновесия сил, действующих на самолет, следует, что равнодействующая поверхностных сил равна равнодействующей массовых сил:

$$\overline{R}_n = -\overline{R}_m; \quad (2.1)$$

где \overline{R}_n – равнодействующая поверхностных сил;

\overline{R}_m – равнодействующая массовых сил;

Силы, действующие на отдельные агрегаты самолета, можно разбить на те же группы. При этом для агрегата, расположенного внутри самолета, поверхностными силами будут силы реакций, возникающие в узлах крепления его к конструкции. Как и для всего самолета, для любого агрегата (Рисунок 2.2) можно записать:

$$\overline{R}_{ni} = -\overline{R}_{mi}; \quad (2.2)$$

где \overline{R}_{ni} и \overline{R}_{mi} – равнодействующая соответственно поверхностных и массовых сил i -го агрегата [5].

Также условно нагрузки самолета делят на статические и динамические [5].

Действие воздушных нагрузок в горизонтальном и криволинейном полете обычно рассматривают как статическое. Объясняется это тем, что нагрузки возникают и снимаются постепенно, а действуют по сравнению с распространением деформаций более продолжительное время [5].

Динамическое нагружение происходит, например, при посадке, движении самолета по неровному грунту, внезапном порыве воздуха в полете и т. п. Динамические нагрузки могут носить ударный или вибрационный характер. Первый вид нагружения имеет место в случае, когда отношение периода изменения нагрузки к периоду собственных колебаний конструкции значительно меньше единицы. Второй вид динамических нагрузок – это вынужденные колебания конструкции под действием периодических сил [5].

В недалеком прошлом прочность самолета независимо от характера действующих сил обеспечивалась по статическому нагружению (при условии устранения опасных вибраций), а учет динамического характера нагружения осуществлялся выбором соответствующей величины коэффициента безопасности. Коэффициент безопасности характеризует, во сколько расчетная нагрузка превышает эксплуатационную. В последние годы специально выявляют динамические нагрузки, которые часто бывают определяющими при расчете прочности частей самолета [5].

Так как напряжения и деформации могут возникать и от наличия температурных градиентов в конструкции, то можно говорить о тепловом нагружении самолета [6].

Нагрев самолета

Тепло в конструкцию поступает от воздуха, нагретого вследствие сжатия ударной волной; из пограничного слоя, разогревающегося из-за трения поверхности самолета о воздух; от солнечной и атмосферной радиации; от двигателей и оборудования. Одновременно часть тепла излучается поверхностью самолета в окружающую среду [5].

Тепло, поступающее в конструкцию от оборудования и особенно от двигателей, может быть значительным. Однако нагрев от этих источников носит местный характер и исключается специальными мерами защиты. Не учитываются также тепловые потоки земного излучения и отраженных солнечных лучей, поскольку они значительно меньше теплового потока прямой солнечной радиации.

Теплообмен между средой и конструкцией происходит за счет теплопроводности, конвекции и теплового излучения. Обычно все эти формы теплообмена сопутствуют друг другу [5].

2.2.3 Нагрузки действующие на обтекатель

Анализируя летно-технические характеристики самолета истребителя, а точнее скоростные возможности, можно сделать вывод, что в полете на сверхзвуковых скоростях на обтекатель будет действовать сжимающее давление, возникающее в результате лобового сопротивления воздуха движению самолета.

При взлете, посадке и при заходе на вираж, то есть при определенных значениях угла атаки, действует изгибающая нагрузка. Угол атаки – угол между направлением полета самолета и направлением потока воздуха.

В результате трения частиц воздуха о поверхность обтекателя будет происходить нагрев конструкции обтекателя.

На рисунке 2.3 представлены наиболее часто используемые конструкции носовых обтекателей.

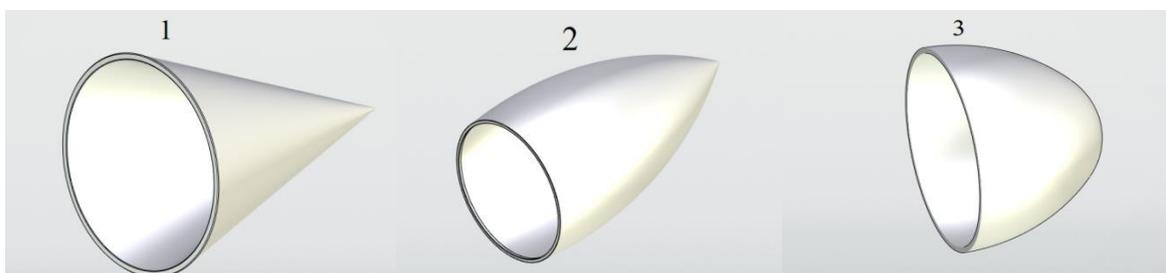


Рисунок 2.3– Виды носовых обтекателей самолета,
где 1 – конусная форма обтекателя; 2 – оживальная форма;
3 – сферическая форма

Для самолета истребителя наиболее аэродинамически выгодной будет являться оживальная форма носового обтекателя.

Сжимающее давление, действующее на обтекатель, рассчитывается с помощью следующего выражения:

$$p = 1,2 \cdot q \cdot S \cdot \sin\beta; \quad (2.3)$$

где q – скоростной напор воздуха, МПа;

S – площадь поверхности обтекателя, м^2 ;

β – угол между направлением скоростного напора воздуха и поверхностью обтекателя (угол атаки) [5].

Скоростной напор находится из следующего соотношения:

$$q = \frac{\rho_H \cdot V^2}{2}; \quad (2.4)$$

где ρ_H – плотность воздуха на высоте H , $\text{кг}/\text{м}^3$;

V – скорость полета, $\text{м}/\text{с}$.

Плотность воздуха ρ_H меняется по высоте H по экспоненциальному закону:

$$\rho_H = \rho \cdot e^{-bH}; \quad (2.5)$$

где ρ – плотность воздуха у земли ($\rho=1,293 \text{ кг}/\text{м}^3$);

H – высота полета самолета, м [5].

Рассчитаем скоростной напор воздуха при полете самолета на высоте $H=1000 \text{ м}$ со скоростью $V=390 \text{ м}/\text{с}$:

$$\rho_H=1,135 \text{ кг}/\text{м}^3;$$

$$q=0,086 \text{ МПа}.$$

Учитывая кривизну поверхности обивального обтекателя можно сделать вывод, что давление по поверхности будет распределяться неравномерно, так как угол падения скоростного напора по мере передвижения от наконечника обтекателя к нижнему силовому поясу будет снижаться с 30° до 0° .

Эпюра сжимающего давления представлена на рисунке 2.4

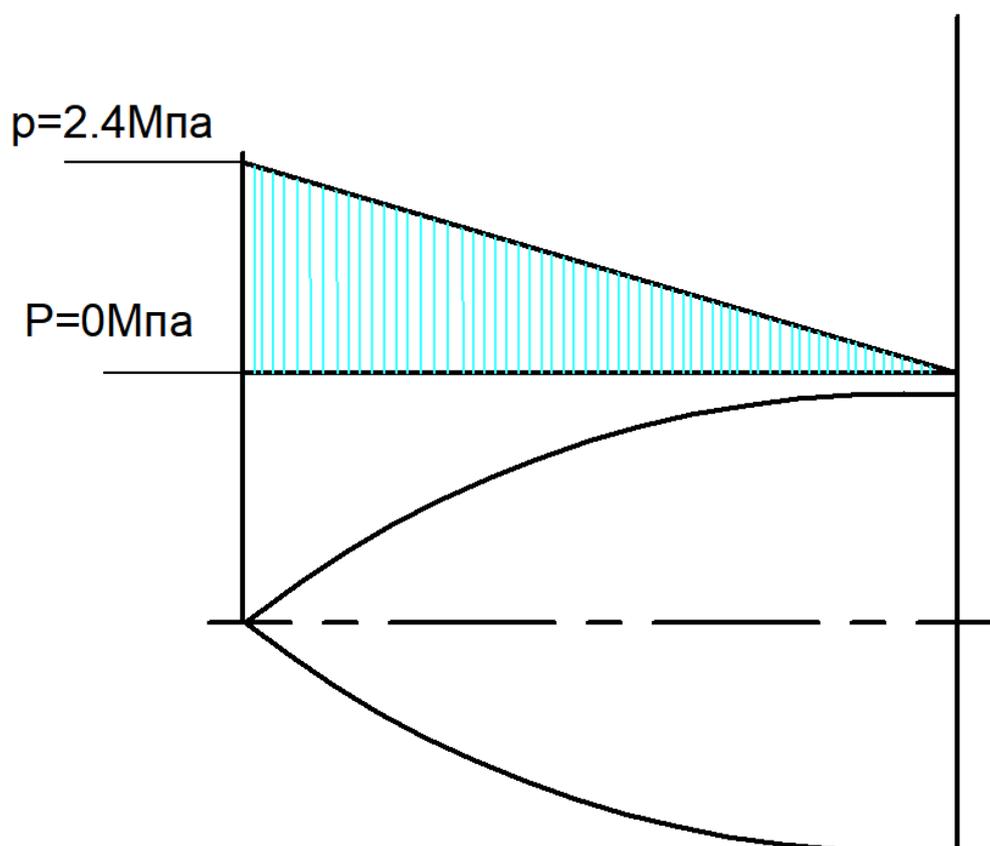


Рисунок 2.4 – Распределение сжимающего давления по поверхности обтекателя

При преодолении сверхзвукового барьера впереди образуется отсоединенный скачок уплотнения. За ним находится небольшая дозвуковая и более значительная сверхзвуковая зона (Рисунок 2.5).

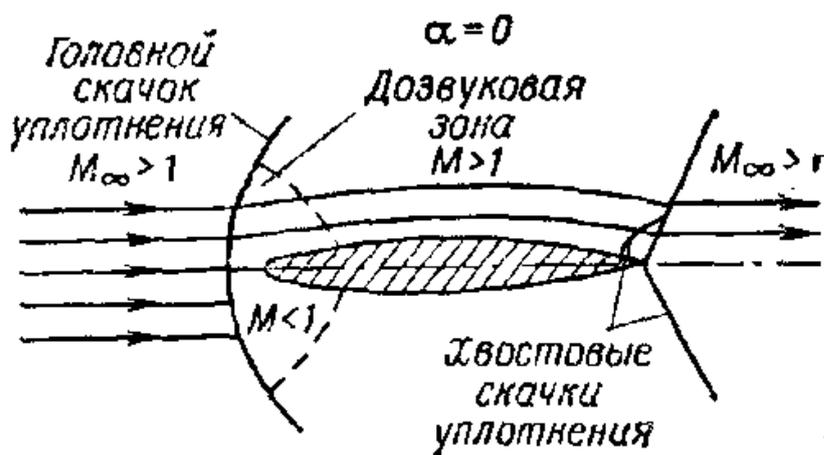


Рисунок 2.5– Обтекание профиля сверхзвуковым потоком

В результате происходит кратковременное семикратное увеличение давления на поверхность обтекателя. Эпюра сжимающего давления при преодолении сверхзвукового барьера аналогична эпюре на рисунке 2.4 только максимальное давление на носке будет достигать 2,4 МПа.

2.3 Прочностной расчет носового обтекателя

Из вышесказанного следует, что на носовой обтекатель могут воздействовать следующие нагрузки:

в первую очередь это давление на всю поверхность обтекателя, возникающее в результате лобового сопротивления воздуха движению самолета (Сжимающая нагрузка порядка 2,4 МПа);

термические нагрузки (300 °С);

изгибающая нагрузка, возникающая при взлете, посадке, при заходе на вираж (до 47530 Н).

2.3.1 Расчет носового обтекателя от действия воздушных нагрузок

Носовая часть в полете нагружена большими давлениями, чем остальная часть фюзеляжа. В конической носовой части от давления p (рисунок 2.6) возникают сжимающие напряжения σ_1 в поперечных сечениях и σ_2 – в продольных [6].

Напряжения σ_1 определяются из рассмотрения равновесия части конуса, отсекаемой поперечным сечением:

$$\sigma_1 = \frac{p \cdot (\delta + 2 \cdot \pi \cdot R) \cdot \operatorname{ctg} \beta}{2 \cdot \pi \cdot R \cdot \cos \beta} ; \quad (2.6)$$

где p – сжимающее давление, МПа;

R – радиус поперечного сечения, мм; δ – толщина обшивки, мм;

2β – угол конуса [6].

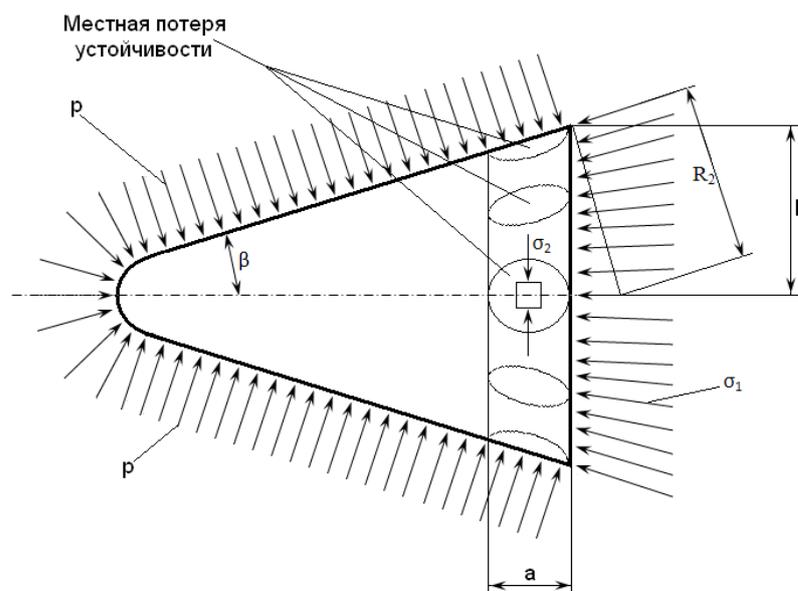


Рисунок 2.6 – Носовая часть фюзеляжа, нагруженная внешним давлением, где R – радиус поперечного сечения; δ – толщина обшивки; β – угол конуса;

p – давление от встречного потока воздуха; σ_1 – сжимающие напряжения в поперечных сечениях; σ_2 – сжимающие напряжения в продольных сечениях;

a – нижний силовой пояс обтекателя

Напряжения в продольных сечениях можно найти из уравнения Лапласа:

$$\frac{\sigma_1}{R_1} + \frac{\sigma_2}{R_2} = \frac{p}{\delta} \quad (2.7)$$

здесь R_1 – радиус кривизны сечения обтекателя в продольном направлении, а

$$R_2 = \frac{R}{\cos\beta} \text{ поэтому:}$$

$$\sigma_2 = \frac{R \cdot (R_1 \cdot p - \delta \cdot \sigma_1)}{R_1 \cdot \delta \cdot \cos\beta} \quad (2.8)$$

Носовой обтекатель может разрушиться вследствие местной потери устойчивости обшивки в нижнем силовом поясе обтекателя или общей потери устойчивости всей конструкции [6].

При расчете напряжений по вышеприведенным выражениям учитываем неравномерное распределение сжимающей нагрузки по поверхности обтекателя из-за изменения угла атаки и нелинейное изменение радиуса поперечного сечения.

Исходные данные для расчета обтекателя истребителя:

- распределение давления согласно рисунку 2.8, $p_{\max}=2,4$ МПа;
- изменение угла конуса (угла атаки) β от 30° до 0° ;
- изменение радиуса поперечного сечения R от 720 мм до 30 мм;
- толщина обшивки $\delta=15,9$ мм;
- ширина нижнего силового пояса $a=14$ мм;

– радиус кривизны сечения обтекателя в продольном направлении $R_1=6040$ мм;

Подставив необходимые исходные данные в выражения 2.6 и 2.8, получим распределение напряжений представленные на рисунках 2.7 и 2.8.

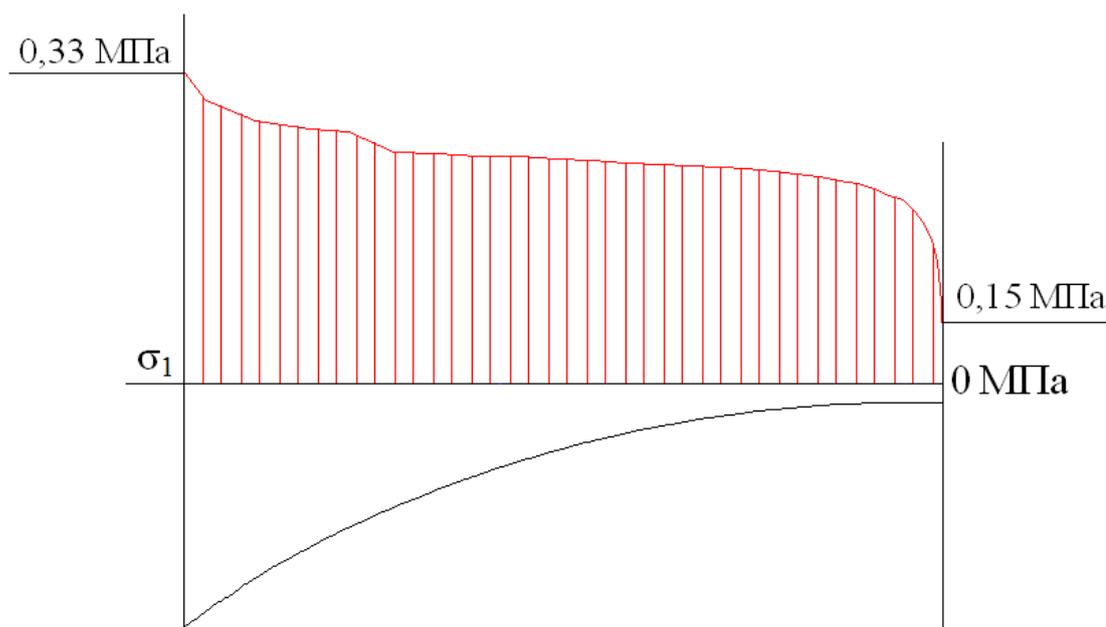


Рисунок 2.7 – Эпюра сжимающих напряжений σ_1 в поперечных сечениях обтекателя

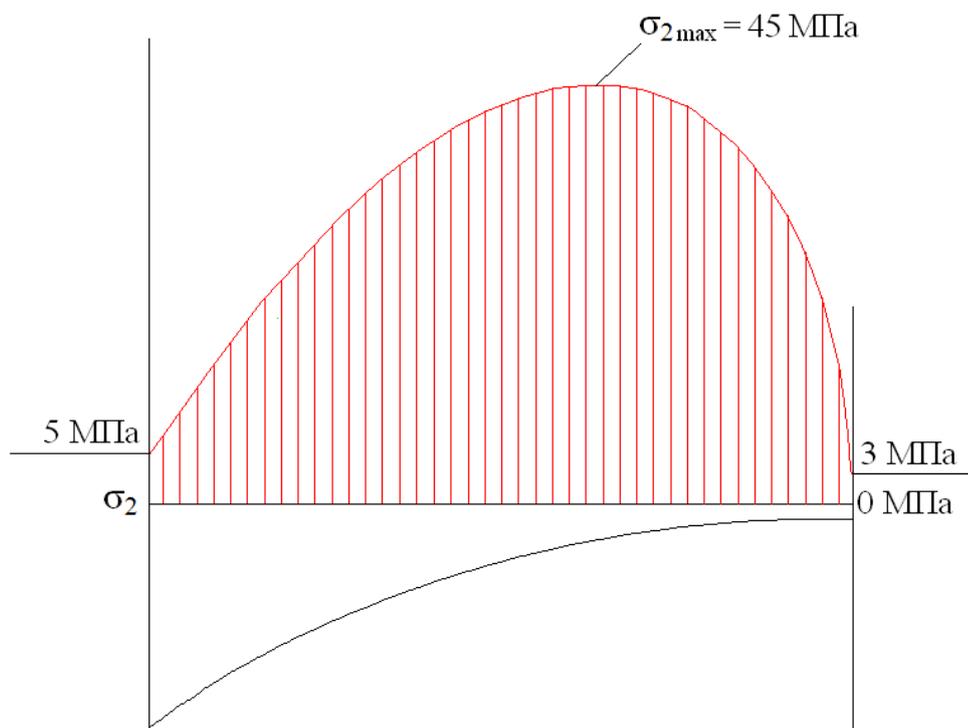


Рисунок 2.8 – Эпюра сжимающих напряжений σ_2 в продольном сечении обтекателя

Подбор материала для изготовления носового обтекателя

Среди наиболее важных требований, предъявляемых к конструкциям носового обтекателя самолета, можно назвать: минимальную массу, максимальную жесткость и прочность, максимальный ресурс работы конструкции в условиях эксплуатации, высокую надежность. В значительной мере перечисленные требования к конструкции обеспечиваются выбором материала и совершенством технологии изготовления конструкции из данного материала.

Материалы, часто используемые для изготовления обтекателя

В настоящее время главным классом материалов, удовлетворяющих всему комплексу перечисленных требований, являются КМ – композиты – на основе современных углеродных, борных, органических и стеклянных волокон в сочетании с полимерными, металлическими, углеродными, керамическими и другими видами матриц (связующих).

В таблице 2.1 представлены материалы и их удельные характеристики, наиболее часто используемые в авиастроении [7].

Таблица 2.1 – Механические свойства авиационных конструкционных материалов

Материал	Плотность, кг/м ³	Прочность на растяжение, МПа	Модуль упругости, ГПа
Алюминиевый сплав	2800	470	70
Титановый сплав	4500	930	115
Мартенситная сталь(25% Ni)	8000	1096	210
Японская ель	500	70	10
Эпоксидный стеклопластик на основе ткани	2000	590	50
Эпоксидный углепластик (однонаправленный)	1600	2355	130

Приведённые данные объясняют целесообразность применения композиционных материалов в авиастроении, что приводит к существенным экономическим результатам [7].

Приведенная выше таблица отражает превосходство ПКМ над традиционными материалами по удельным характеристикам прочности и модуля упругости.

По удельным характеристикам стеклопластик уступает углепластикам, но не уступает традиционным. Стеклопластики являются одним из наиболее распространенных композиционных материалов, сочетающих высокую прочность, небольшую плотность, хорошие диэлектрические свойства и приемлемую цену. Стеклопластик состоит из полимерной матрицы, армированной стекловолокнистым материалом. Использование различных сочетаний арми-

рующих и связующих компонентов позволяет создавать материалы с широким диапазоном регулируемых свойств, что предопределяет большое разнообразие сфер применения стеклопластиков. В частности, стеклопластики широко применяются как в России, так и за рубежом для изготовления радиопрозрачных обтекателей и укрытий приемо-передающих радиотехнических комплексов для авиакосмической, морской, сухопутной техники гражданского и специального назначения [8].

К радиопрозрачным изделиям (РПИ) из стеклопластиков предъявляется комплекс требований. РПИ должны обладать, в первую очередь, заданными радиотехническими характеристиками, от которых зависит дальность действия, точность и надежность работы радиолокационного оборудования и средств связи т.е., радиопрозрачные материалы – конструкционные диэлектрики с однослойной или многослойной структурой, пропускающие без существенных потерь и искажений электромагнитные колебания радиочастотного диапазона [8].

Одновременно РПИ должны быть достаточно прочными и надежно защищать находящиеся под ними антенны и радиолокационное оборудование от внешних воздействий (силовых, климатических и др.) на протяжении всего срока эксплуатации [8].

Приведенные в п.1.4 нагрузки предъявляют следующие требования к конструкции и материалу обтекателя: максимальная жесткость и прочность, теплостойкость, радиопрозрачность.

Данным требованиям соответствуют такая форма ПКМ как сэндвичевые конструкции с сотовым наполнителем.

Структура сэндвичевых конструкций состоит из следующих элементов (рисунок 2.9): двух тонких прочных облицовочных пластин – обшивок, толстой легкой сердцевины – наполнителя, разделяющего несущие пластины и распределяющие нагрузку между ними, и адгезионных слоев, связывающих

пластины с наполнителем и передающих нагрузку от наполнителя к облицовкам и обратно [9].

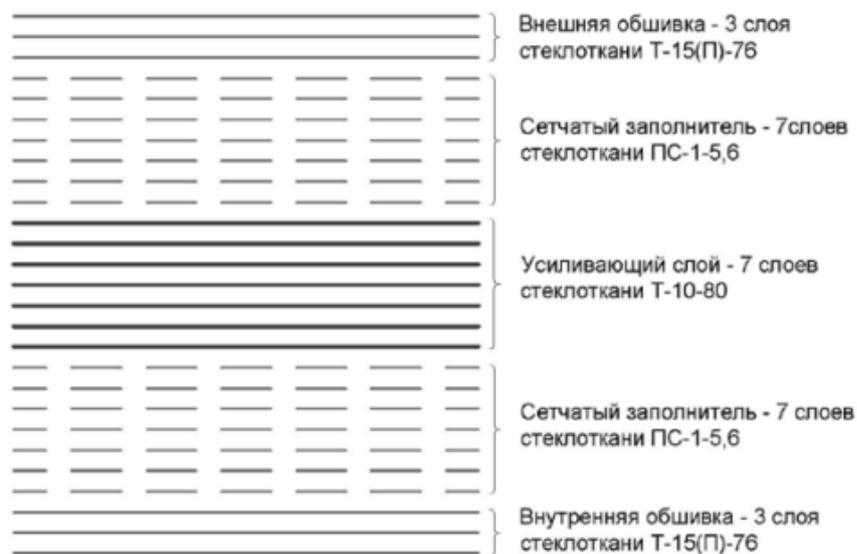


Рисунок 2.9 – Сэндвичевая (сотовая) конструкция

Сэндвичевую конструкцию обычно рассматривают как двутавровую балку, одна из горизонтальных полок пластин которой "работает" на сжатие, а другая – на растяжение. Сотовый наполнитель, связывающий пластины, аналогичен вертикальной полке балки, "работает" на сдвиг и повышает изгибную жесткость структуры, хотя, в противоположность двутавру, основным его назначением является опора для пластин облицовки [9].

Главными функциями несущих облицовочных материалов (листов) для сэндвичевых конструкций являются обеспечение их жесткости относительно изгиба и сдвига в плоскости пластин, а также передача нагрузок в той же плоскости. В самолетостроении чаще всего используются стекловолокнистые препреги, препреги на основе углеродных волокон (тканей или однонаправленных материалов), алюминиевые сплавы марок 2024 и 7075, титановые или стальные листы. Зачастую возможность использования того или иного материала дикту-

ется ценой на него, и конструкторские разработки могут меняться в зависимости от стоимости исходных материалов. В нашем случае для изготовления облицовочных пластин используется стекловолокнистые препреги [9].

Основной функцией заполнителя в сэндвичевых конструкциях является придание устойчивости несущим поверхностям и обеспечение передачи сдвиговых нагрузок по толщине композита. Для выполнения этой задачи заполнитель должен быть по возможности более жестким и легким, не должен изменять свойства при воздействии окружающей среды, особенно после специальной обработки [9].

Стеклопластиковые сотовые структуры широко используются, когда необходимо создать материалы со специальными электрофизическими свойствами (для антенн радиолокаторов) или когда к изделию предъявляются требования теплостойкости и низкой теплопроводности. В США производятся стекловолоконные заполнители на основе полиэфирного найлон-фенольного связующего, высокотемпературного фенольного и полиимидного связующего. Производятся в основном сотовые структуры с размером ячеек 5, 6, 3 и 10 мм; при использовании тонких тканей можно получить структуру с размером ячейки 3 мм. Эффективная плотность этого вида заполнителя лежит в пределах 32–192 кг/м³. В нашем случае для изготовления обтекателя используем стеклосотовые панели ССП–1–3,5 $h=3,8 \pm 0,1$ мм [9].

В нашем случае в качестве материала обтекателя предложен стеклопластик на основе стеклоткани из волокон марки S и эпоксидного связующего ЭДТ–69Н. Физико-механические характеристики данного материала представлены в таблице 2.2.

Таблица 2.2 – Физико-механические свойства эпоксидного стеклопластика

Предел прочности на растяжение, МПа	1160
Предел прочности на сжатие, МПа	590
Модуль упругости, Мпа	22000
Модуль сдвига, Мпа	3400
Плотность, кг/м ³	1800
Коэффициент Пуассона	0,3

Основные конструкции радиопрозрачных стенок

Радиопрозрачные изделия (РПИ) с монолитной однослойной конструкцией стенки находят широкое применение благодаря простоте конструкции и технологии их изготовления, надежности эксплуатации [8].

С точки зрения электродинамики следует различать РПИ с согласованной (полуволновой) толщиной стенки и РПИ тонкостенные, т.е. с толщиной стенок d , не критичной к длине волны l (d/l значительно меньше 1). Радиопрозрачные изделия последнего типа имеют достаточно хорошие радиотехнические показатели, они обеспечивают возможность работы на нескольких разнесенных частотах или в непрерывной, довольно широкой полосе в относительно большом диапазоне углов падения. Факторами, ограничивающими область применения тонкостенных РПИ, являются длина рабочих радиоволн и прочностные характеристики изделия. При малых длинах волн толщина стенки, обеспечивающая приемлемую радиопрозрачность, становится очень малой и может не обеспечить требования к прочности изделия [8].

Другой тип однослойных стенок – полуволновых – заметно расширяет область применения однослойных конструкций, особенно в СВЧ-диапазоне. Использование стенок первого, второго, а иногда и более высокого порядка часто позволяет обеспечить достаточную прочность, хорошие радиотехнические характеристики [8].

Однако, применение таких конструкций для РПИ, предназначенных для работы в дециметровом диапазоне радиоволн, вряд ли целесообразно, кроме отдельных специфических объектов, в связи с избыточной массой. В самом деле, уже при $l=100$ мм толщина полуволновой стенки даже первого порядка составляет примерно 25 мм (при $\epsilon=4,0$). Кроме того, в случае использования полуволновых стенок не всегда удается подобрать компромиссную толщину для обеспечения приемлемой радиопрозрачности при работе на нескольких частотах [8].

Несмотря на большое многообразие диэлектрических материалов с различными механическими и диэлектрическими свойствами, часто бывает невозможно спроектировать обтекатель с однослойной конструкцией стенки, удовлетворяющий одновременно всем радиотехническим, механическим, весовым, габаритным и иным требованиям. В связи с этим были разработаны и широко используются другие конструкции радиопрозрачных стенок [8].

Взаимное уничтожение отраженных волн может быть получено не только в случае использования монолитных однослойных стенок с толщиной, согласованной с длиной волны. В частности, хорошие результаты по радиопрозрачности могут быть достигнуты при использовании многослойных конструкций, содержащих два (или более) тонких листа, разделенных легким заполнителем с низкими значениями ϵ и $\text{tg}d$. В этом случае компенсация отраженных радиоволн обеспечивается тонкими листами плотного диэлектрика при соответствующем выборе толщин легкого заполнителя (расстояния между листами) [8].

Трехслойные обтекатели обладают малой массой, хорошими прочностными показателями и имеют высокие радиотехнические характеристики. Следует отметить также хорошие теплоизоляционные свойства трехслойных стенок. Таким образом, обтекатели трехслойной конструкции с легкими заполнителями имеют целый ряд положительных качеств. Именно поэтому они находят в настоящее время широкое применение в наземных и судовых станциях, а также для гражданских и некоторых военных самолетов. Для обеспечения хорошей радиопрозрачности толщину наружных слоев (обшивок) выбирают, как правило, весьма малой по сравнению с длиной волны. Поэтому границы применения трехслойных стенок с легким заполнителем определяются, в первую очередь, именно рабочим диапазоном частот [8].

В современных самолетах трехслойные сотовые обтекатели нашли широкое применение в трех и более сантиметровом диапазоне, так как они сочетают удовлетворительные радиотехнические свойства в достаточно большом интервале углов падения ЭМВ (до $65\text{--}70^\circ$) с высокой механической прочностью и малой массой. При переходе к более коротким волнам создание трехслойной стенки первого порядка становится в большинстве случаев нецелесообразным – стенки получаются очень тонкими и, соответственно, прочность изделия резко падает [8].

Для расширения области применения радиопрозрачных устройств с легким заполнителем, улучшения их радиотехнических характеристик и, в частности, для обеспечения работы многоволновых (широкополосных) приемопередающих комплексов разработаны более сложные стенки: пяти-, семислойные и т.п. Повышенная прочность, жесткость и радиопрозрачность позволяют применять многослойные стенки с ячеистым заполнителем для обтекателей остроконечной формы с углом при вершине до 35° . Кроме того, такие стенки расширяют возможность получения многоволновых обтекателей, хорошо работающих при различных длинах волн и в относительно широком диапазоне углов падения. Однако изготовление пяти-, семислойных и т.п. обтекателей с

ячеистым наполнителем требует больших затрат ручного труда, и поэтому они применяются лишь в отдельных, наиболее ответственных объектах морской, авиационной и ракетной техники [8].

Разновидностью радиопрозрачных стенок многослойной конструкции являются стенки с усредненной диэлектрической проницаемостью, в которых чередуются слои армирующих материалов с низкой и высокой диэлектрической проницаемостью. При изготовлении таких конструкций для наружных обшивок используют стеклоткани сатинового или полотняного переплетения, а в качестве внутренних слоев - стеклоткани разреженных структур (стеклосетки) [8].

Конструкция носового обтекателя самолета истребителя, разработанная в ОКБ "Сухого", представляет собой пятислойную конструкцию толщиной 15,9 мм, структура которой представлена на рисунке 2.10.

Согласно конструкторской документации ОКБ "Сухого", наружная, внутренняя обшивки и средний силовой слой изготавливаются из стеклопластика, в качестве заполнителя выступают сотовые панели на основе стеклоткани.

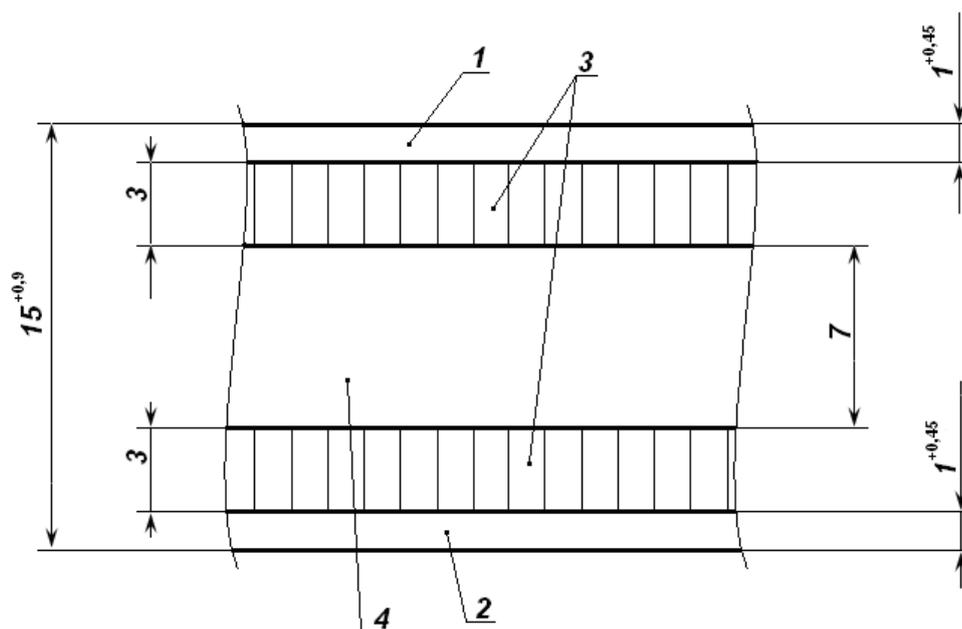


Рисунок 2.10 – Структура слоев носового обтекателя истребителя,

где 1 – наружная обшивка; 2 – внутренняя обшивка; 3 – сотовый наполнитель; 4 – средний силовой слой (все размеры представлены в миллиметрах)

3 Проектирование носового обтекателя самолета

3.1 Проектирование носового обтекателя самолета истребителя в прикладной программе MSC/PATRAN

Построим виртуальную модель носового обтекателя (рисунок 3.6), используя данные о структуре слоев и размерах, известных из рисунка 2.5, данные о проектируемом материале из пункта 2.3

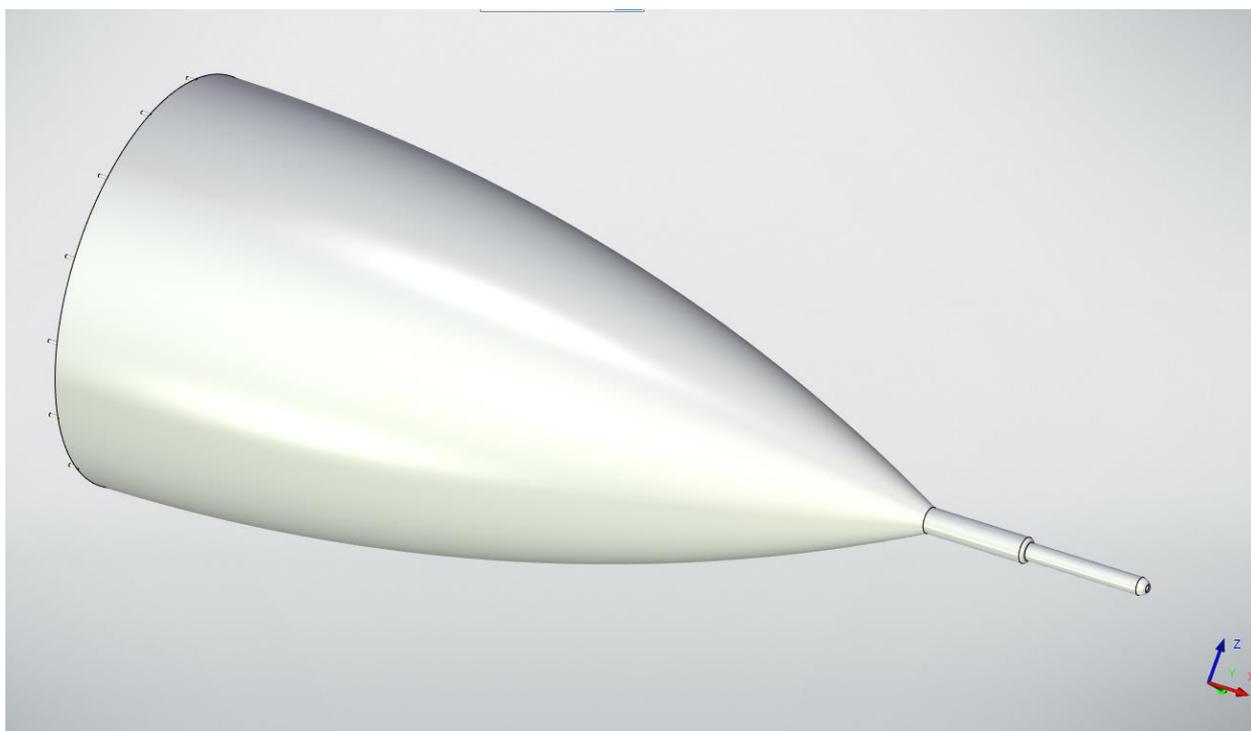


Рисунок 3.6 – Виртуальная модель носового обтекателя самолета

в программе

Далее исследуем напряженно-деформированное состояние обтекателя под действием сжимающей нагрузки величиной 2,4 МПа, для чего закрепляем модель обтекателя по отверстиям, имитирующим крепление обтекателя к шпангоуту и прикладываем внешнюю нагрузку ко всей поверхности конуса, имитирующую лобовое сопротивление воздуха движению самолета. Далее разбиваем модель обтекателя на конечные элементы и запускаем решающую программу. Результаты расчетов представлены ниже на рисунке 3.8.

					СКБ АС.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		40

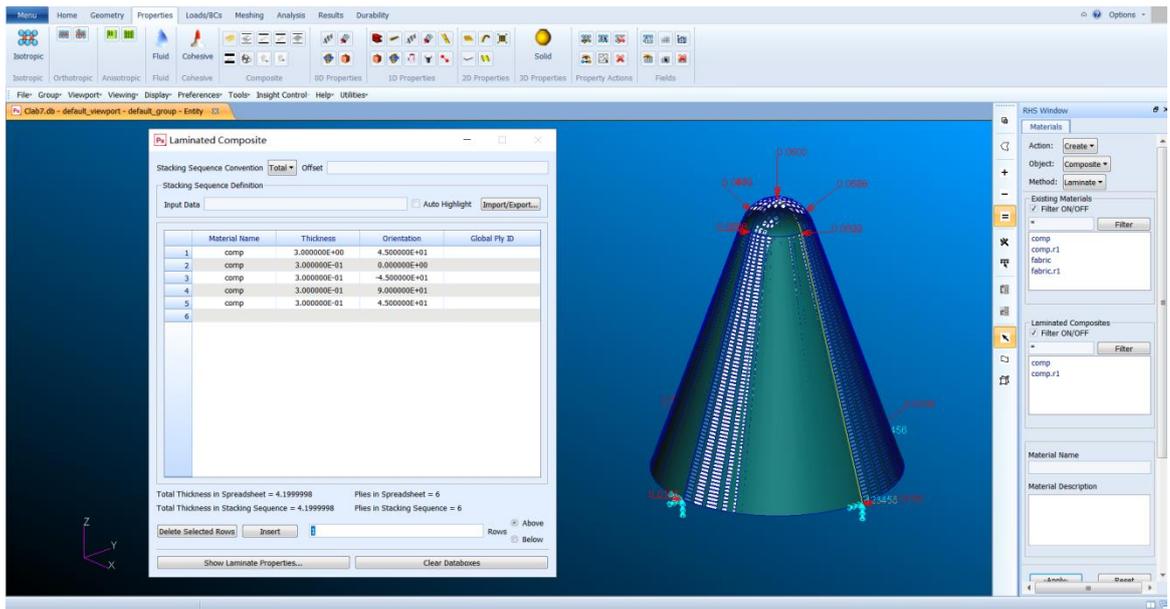


Рисунок 3.7– Закрепление и нагружение модели обтекателя

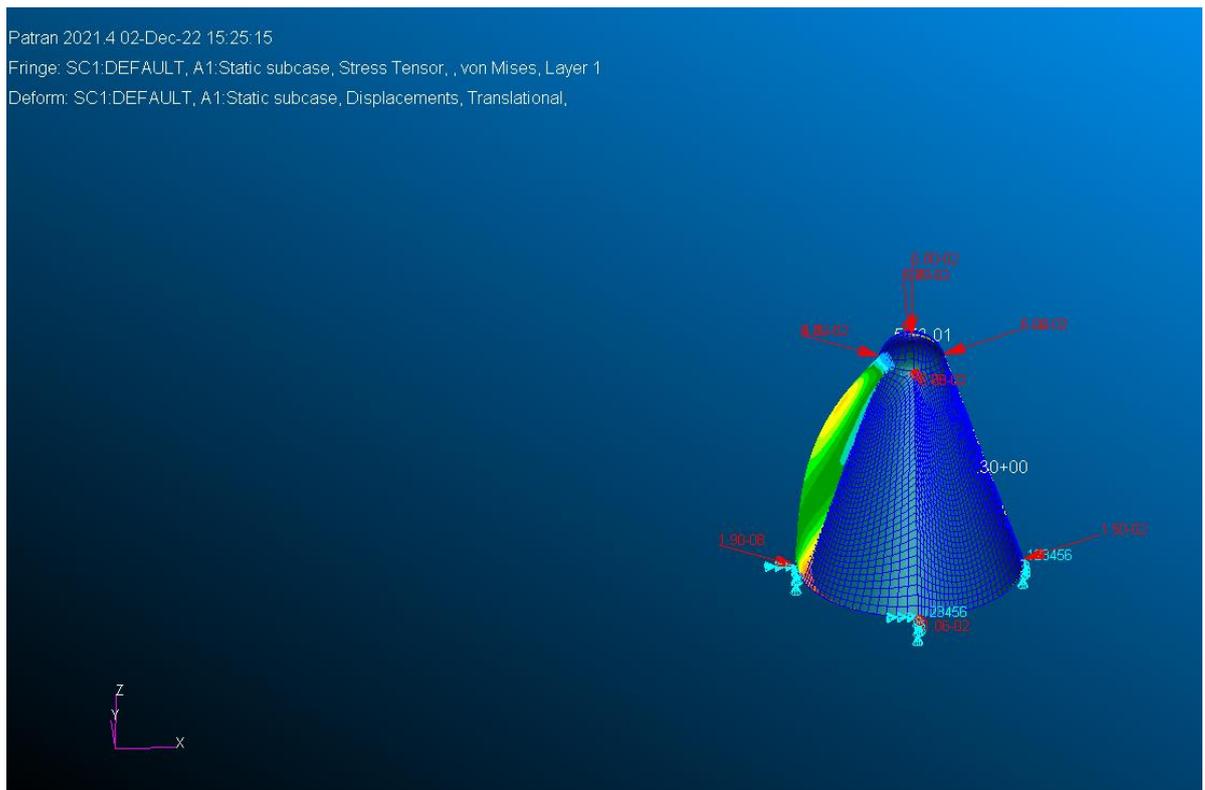


Рисунок 3.8 – Распределение напряжений от действия внешнего давления 61820 Па

					СКБ АС.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		41

Из рисунка видно, что максимальные напряжения возникают в крепежных отверстиях и не превышают предела прочности материала (коэффициент запаса прочности равен 6,8).

При испытаниях на изгиб в крепежных отверстиях максимальные растягивающие напряжения достигают значения 152 МПа (коэффициент запаса прочности равен 7,6).

Анализ результатов

Из произведенного литературного обзора на тему проектирования носового обтекателя самолета истребителя, можно сделать следующие выводы: произведя анализ боевых возможностей, характеристик и условий эксплуатации самолета истребителя был сделан вывод, что на носовой обтекатель данного самолета могут воздействовать следующие нагрузки: сжимающее давление (порядка 2,4 МПа), температурная нагрузка 300 °С, изгибающая нагрузка 47530 Н;

Из предложенных авиационных материалов (таблица 1.1) был выбран стеклопластик на основе ткани из стеклянных волокон марки S и эпоксидного связующего ЭДТ-69Н, со следующими свойствами: $\sigma_b = 1160$ МПа, $E = 22000$ МПа, $\rho = 1800$ кг/м³, $\sigma^- = 590$ МПа;

Из вышеприведенных результатов (рисунок 3.8) расчетов виртуальной модели обтекателя произведенных в программе T-FLEX следует, что максимальные напряжения и деформации возникают в нижнем поясе обтекателя в крепежных отверстиях со шпангоутом и не превышают предела прочности материала. Следовательно, материал для изготовления носового обтекателя самолета истребителя выбран верно;

Анализируя полученные результаты можно сделать вывод, что работая на сжатие и на сопротивление скоростному напору воздуха данная конструк-

					СКБ АС.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		42

ция удовлетворяет требованиям прочности. При действии изгибающей нагрузки данная конструкция также удовлетворяет прочностным требованиям.

3.2 Виртуальные испытания носового обтекателя истребителя

Программа лабораторных повторно-статических и статических испытаний радиопрозрачного (РП) конуса предназначена для подтверждения стабильности его конструктивно-технологических параметров.

Целью испытаний является подтверждение ресурса РП конуса – 6000 летных часов.

Повторно-статические и статические испытания РП конуса проводились на специальной плите через переходное кольцо, имитирующее крепление РП конуса истребителя на объекте, изготовленной для проведения испытаний.

Краткое описание испытаний

Радиопрозрачный обтекатель был установлен в приспособлении для испытаний и зафиксирован на силовых колоннах лаборатории под углом 7° к горизонтальной плоскости (рисунки 3.9 и 3.10).

					СКБ АС.1.ИП.01000000	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист.</i>	<i>№ документа</i>	<i>Подп.</i>	<i>Дата.</i>		43

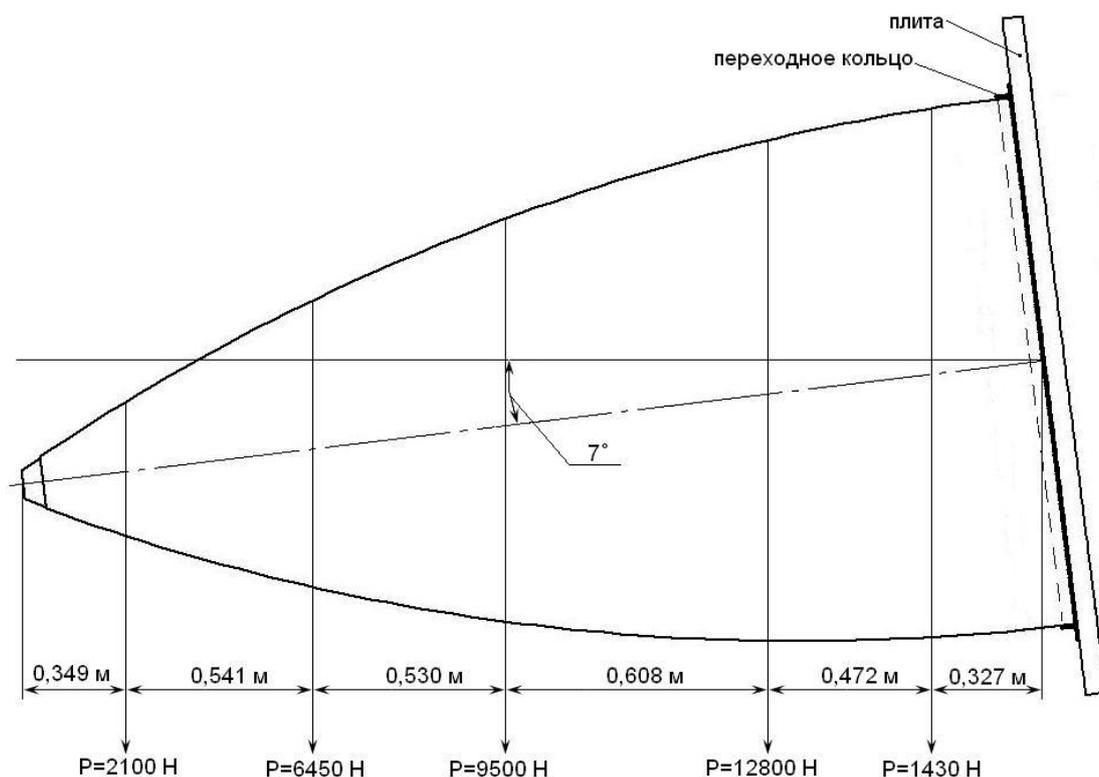


Рисунок 3.9 – Схема приложения нагрузок к РП конусу Су-27

Виртуальные испытания носового обтекателя истребителя

Теперь проведем виртуальные статические испытания неоптимизированного обтекателя истребителя, на персональном компьютере с использованием прикладной программы T-FLEX, чтобы наглядно проследить что будет происходить с обтекателем при приложении данного вида нагрузки.

Пакет T-FLEX разработанный корпорацией T-FLEX (РФ), представляет собой приложение для автоматизированного элементно-ориентированного параметрического конструирования твердотельных моделей изделий машиностроения. Это первое приложение автоматизированного проектирования, в полной мере использующее графический пользовательский интерфейс Microsoft Windows. В T-FLEX реализованы возможности перетаскивания, благодаря чему этот пакет достаточно прост в освоении. Графический ин-

терфейс Windows позволяет конструктору усовершенствовать свои решения и реализовать их в виде виртуального прототипа или твердотельной модели, больших сборок, сборочных узлов, а также выполнить детализовку и получить необходимую чертежную документацию [13].

Пакет T-FLEX может также служить программной платформой для некоторых приложений. Таким образом, в окне этой программы можно запускать совместимые приложения, разработанные корпорацией T-FLEX как надстройки для T-FLEX. Назовем некоторые программы, работающие на платформе T-FLEX:

- T-FLEX Animator – создание видеороликов;
- Photo T-FLEX – средства для получения фотореалистичного изображения модели;
- Feature T-FLEX – распознавание геометрии импортированных элементов;
- COSMOS T-FLEX – инженерные расчеты;
- COSMOS Motion – динамический анализ механизмов;
- COSMOS Flow – модуль для анализа поведения жидкостей и газов в широком диапазоне чисел Рейнольдса (Аэро- и гидродинамический анализ);
- eDrawing – средство коллективной работы над проектом;
- T-FLEX Piping – проектирование трубопроводов;
- CAM T-FLEX – компьютеризированное производство
- Toolbox – библиотека стандартных изделий;

					СКБ АС.1.ИП.01000000	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист.</i>	<i>№ документа</i>	<i>Подп.</i>	<i>Дата.</i>		45

– Mold Base – библиотека пресс-форм [13].

Как уже отмечалось, T-FLEX – это полнофункциональное приложение для автоматизированного механико-машиностроительного конструирования, базирующееся на параметрической элементно-ориентированной методологии. Это позволяет легко получать твердотельную модель из двумерного эскиза, применяя очень простые и эффективные инструменты моделирования. Однако представление проектируемого изделия не ограничивается трехмерным твердотельным моделированием – в распоряжении имеются средства ассоциативного конструирования. Это означает, что можно создать прототип класса деталей, например, изготавливаемых штамповкой из листового металла, а затем использовать параметрическую модель при проектировании формы заготовки. Кроме того, пакет T-FLEX упрощает проектирование полостных деталей, изготавливаемых литьем или в пресс-формах. С помощью T-FLEX можно создавать также поверхностные параметрические модели. Программа

T-FLEX имеет несколько режимов работы:

1) Режим «Деталь» представляет собой параметрическую элементно-ориентированную среду, позволяющую строить твердотельные модели. По умолчанию имеется три плоскости: передняя, верхняя и правая. Сначала необходимо выделить плоскость, в которой будет строиться эскиз основания. После этого автоматически переходим в эскизную среду, располагающей всеми необходимыми инструментами для построения чертежей. Построив эскиз, нужно нанести размеры и установить требуемые взаимосвязи между его элементами, находясь все в той же среде построений. Добавление взаимосвязей, уравнений и расчетных таблиц помогает конструктору предельно четко выразить свой замысел [13].

В режиме «Деталь» доступна библиотека стандартных отверстий, известная также как мастер отверстий. В ней представлены простые, высвер-

					СКБ АС.1.ИП.01000000	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист.</i>	<i>№ документа</i>	<i>Подп.</i>	<i>Дата.</i>		46

ленные, раззенкованные, расцекованные, конические отверстия, а также другие типы отверстий [13].

Библиотека поддерживает стандарты ISO, ANSI, JIS и другие. Кроме того, в режиме детали можно строить сложные поверхности, используя средства моделирования поверхностей. В режиме «Деталь» создаются такие элементы чертежа, как обозначения сварных швов, геометрических допусков, базовых поверхностей, чистоты обработки поверхности. Часто используемые элементы можно сохранять в библиотеке стандартных элементов, с тем, чтобы их легко можно было использовать многократно. В пакет T-FLEX также входит панель библиотечных элементов, которая включает стандартные детали машин и изделия. В режиме детали имеются и необходимые инструменты для конструирования компонентов из листового металла [13].

Данная версия T-FLEX обладает возможностями анализа модели на различные напряжения, возникающие при эксплуатации проектируемой конструкции в реальных условиях. Для этой цели предназначен специальный компонент COSMOS Xpress с простым и дружелюбным интерфейсом. Благодаря применению COSMOS Xpress можно сократить стоимость и продолжительность тестирования конструкции в реальных физических условиях (разрушающие испытания), проведя необходимые инженерные расчеты и анализ на этапе моделирования в T-FLEX [13].

Наконец, в режиме детали пакет T-FLEX предусматривает работу со сварными конструкциями путем обозначения кромок сварочных швов. В программе доступны все стандартные типы и режимы сварки [13].

2) Режим «Сборка». В режиме «Сборка» с помощью соответствующих инструментов выполняется объединение компонентов в сборку. Сборка компонентов может осуществляться двумя методами:

– сборка «снизу вверх»;

					СКБ АС.1.ИП.01000000	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист.</i>	<i>№ документа</i>	<i>Подп.</i>	<i>Дата.</i>		47

– сборка «сверху вниз».

При подходе «снизу вверх» сборка формируется путем интеграции ранее созданных компонентов с сохранением всех конструкторских решений. Подход «сверху вниз» подразумевает создание компонентов в режиме сборки: можно начать с каких-то готовых изделий и далее в контексте сборки создавать другие компоненты. При этом можно задавать зависимость размеров одних компонентов от размеров других. Специальный режим «Автоматическое сопряжение» позволяет составить сборку из компонентов всего одним щелчком мыши. В процессе добавления компонентов в сборку в T-FLEX можно использовать операцию перетаскивания, а также проверять «собираемость» полученной сборки. Очень ценной возможностью T-FLEX является обнаружение конфликтов в сборке, что позволяет конструктору при повороте и перемещении деталей видеть возникающие столкновения между объединяемыми компонентами [13].

Благодаря поддержке динамических свойств конструкции в программе T-FLEX можно получить анимационную модель функционирующей сборки. Имитация движения механизма выполняется с учетом воздействия двигателей, сил упругости и силы тяжести [13].

Проектирование конструкции носового обтекателя в T-FLEX проходит в следующей последовательности:

1) Так как носовой обтекатель истребителя представляет собой тело вращения, следовательно, для построения в T-FLEX используем инструмент вращения эскиза вокруг заданной оси. Для этого создаем эскиз продольного сечения обтекателя и вращаем его вокруг оси.

Размеры обтекателя: Радиус нижнего основания – 720 мм; Радиус верхнего основания – 30,22 мм; Высота обтекателя – 2827 мм; Толщина стенки обтекателя – 15,9 мм (Рисунок 3.11)

					СКБ АС.1.ИП.01000000	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист.</i>	<i>№ документа</i>	<i>Подп.</i>	<i>Дата.</i>		48

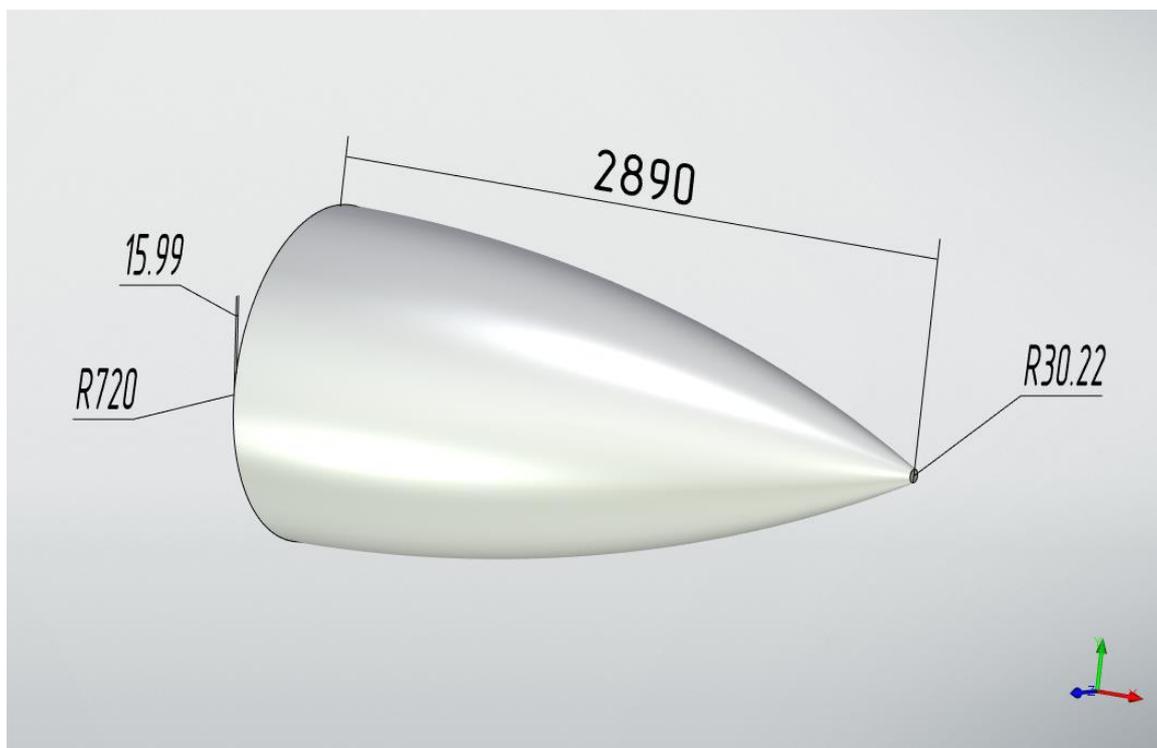


Рисунок 3.11 - Из вращения создано носовой обтекатель истребителя

Строим плоскость наклоненную на 7° по отношению к оси обтекателя для того чтобы задать нужное направление нагрузки, и дополнительные площадки на поверхности обтекателя для реализации схемы приложения нагрузок, согласно рисунку 3.10.

2) Задаются физико-механические параметры материала обтекателя.

Материал обтекателя: Стеклопластик со следующими физико-механическими свойствами:

Массовая плотность – 1800 кг/м³;

Предел прочности на растяжение – 1160 МПа;

Модуль упругости при растяжении – 22000 МПа;

Предел прочности на сжатие – 590 МПа

Коэффициент Пуассона – 0,3.

					СКБ АС.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		49

3) Производится закрепление конструкции обтекателя для предотвращения перемещения всей конструкции. В нашем случае конструкция закрепляется по отверстиям (рисунок 3.12).

4) Приложение нагрузки величиной в 150% от расчетной – 71250 Н на конструкцию обтекателя, согласно схеме приложения нагрузки представленной на рисунке 3.10.

5) Разбиваем твердотельную модель обтекателя на конечные элементы, т.е., генерируем сетку со следующими параметрами: размер элемента – 60 мм, количество элементов – 59870, количество узлов – 114279 (рисунок 3.13).

6) Расчет и анализ результатов напряженно-деформированного состояния (НДС) конструкции.

Трехмерная модель носового обтекателя Су-27, построенная в

T-FLEX для виртуальных испытаний, имитирующих лабораторные, представлена на рисунке 3.12.

					СКБ АС.1.ИП.01000000	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист.</i>	<i>№ документа</i>	<i>Подп.</i>	<i>Дата.</i>		50

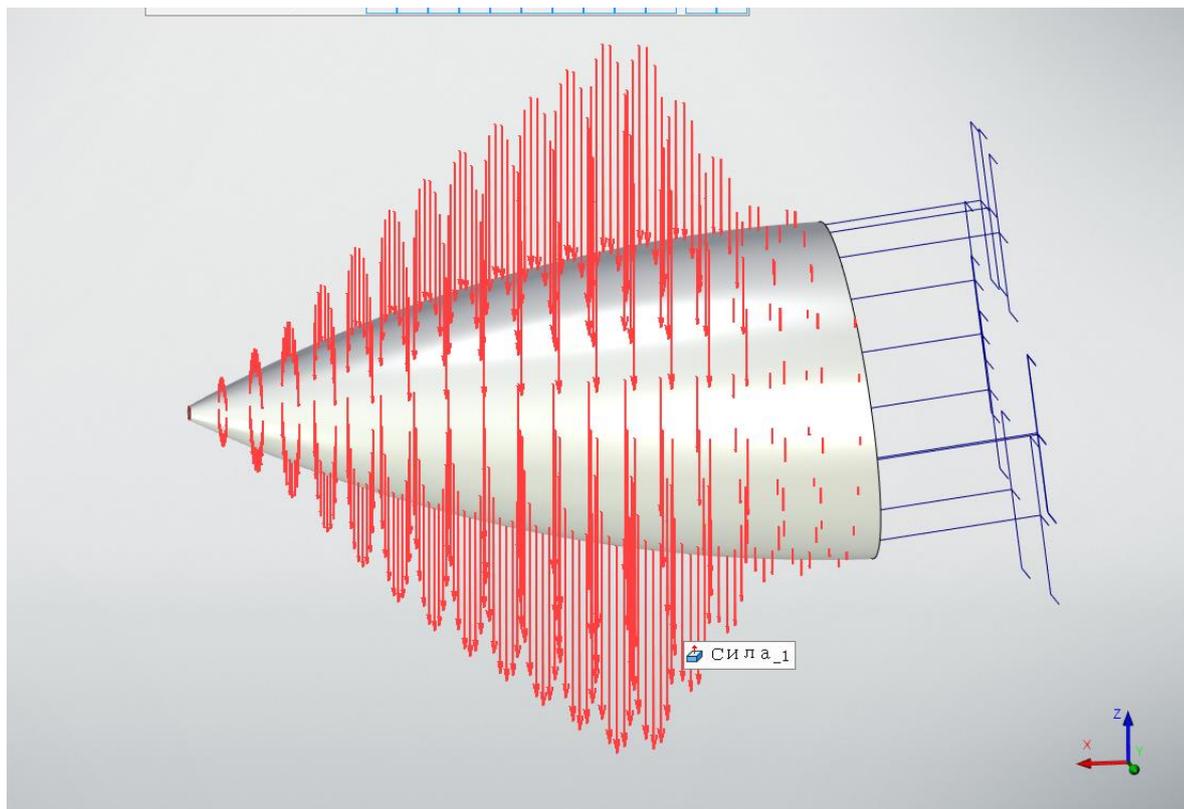


Рисунок 3.12 – Трехмерная модель носового обтекателя истребителя

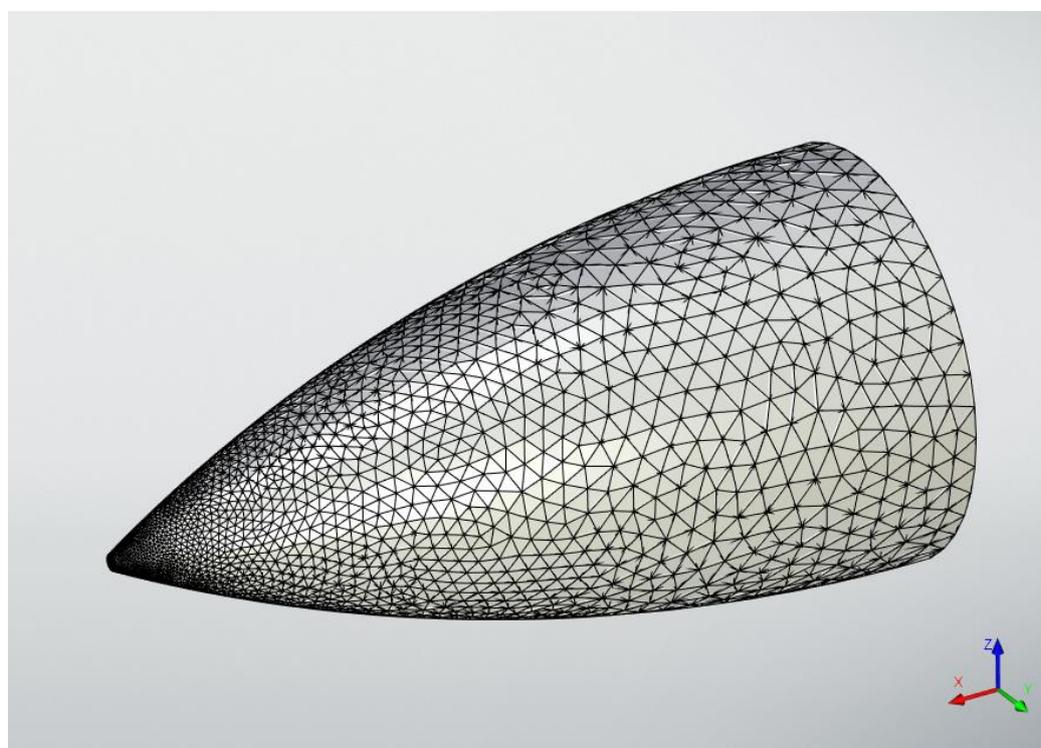


Рисунок 3.13 – Сетка конечных элементов на модели обтекателя

Результаты испытаний

В результате анализа и расчета с помощью встроенной программы T-FLEX получаем распределения представленные на рисунках 3.14, 3.15, 3.16.

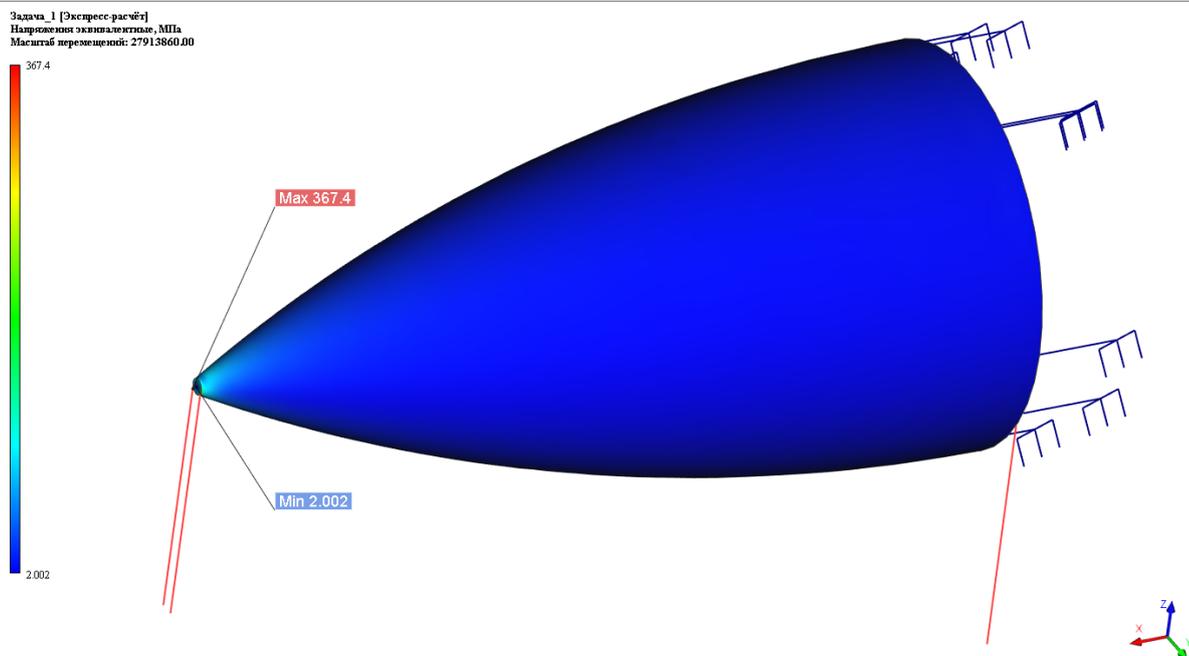


Рисунок 3.14 – Распределение напряжений от действия суммарной изгибающей нагрузки 71250 Н, приложенной к верхней части обтекателя

					СКБ АС.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		52

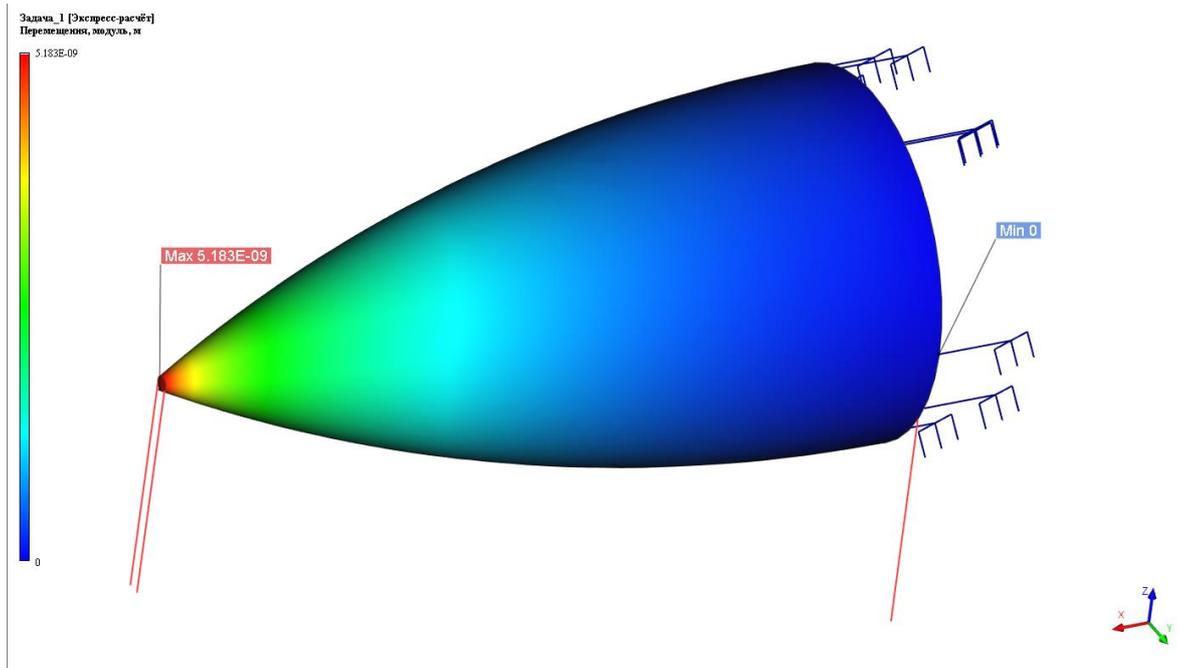


Рисунок 3.15 – Распределение перемещений, возникающих при действии суммарной изгибающей нагрузки 71250 Н, приложенной к верхней части обтекателя

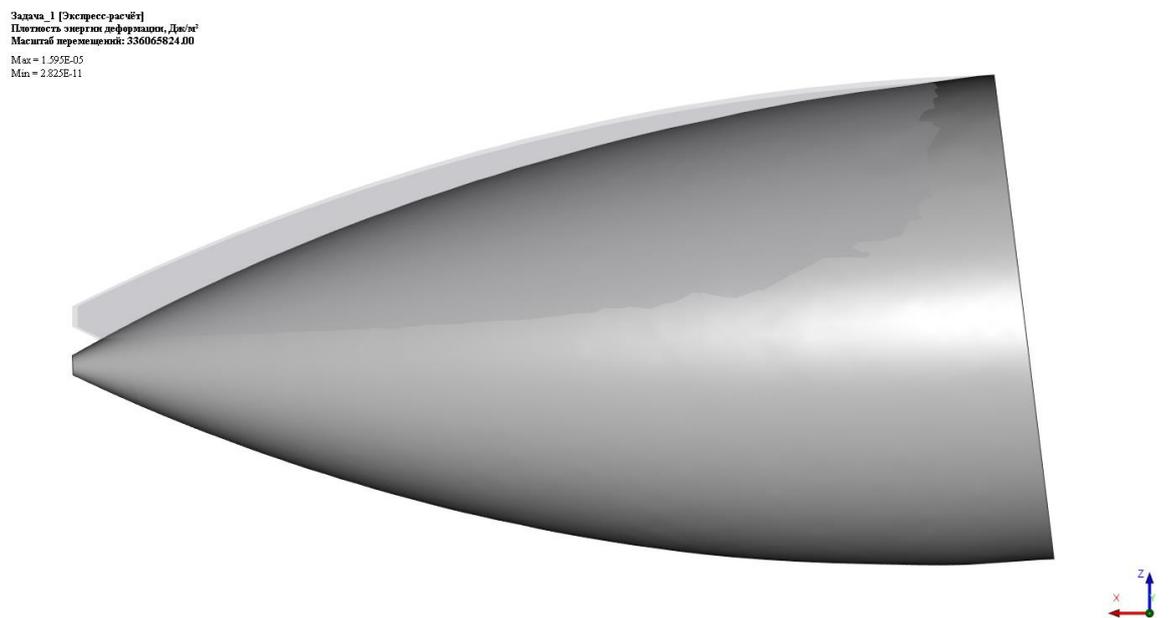


Рисунок 3.16 – Деформация обтекателя, от действия суммарной изгибающей нагрузки 71250 Н, приложенной к верхней части обтекателя

Вывод по результатам испытаний

По результатам лабораторных испытаний прочность радиопрозрачного обтекателя, испытанного согласно программам повторно-статических испытаний СУ-27-53-211-00 и статических испытаний СУ-27И-2020 – достаточная.

По результатам виртуальных испытаний можно сделать вывод о том, что в обтекателе, нагруженном по вышеприведенной схеме, наибольшие напряжения возникают в нижнем силовом поясе обтекателя, что можно увидеть на распределении усилий (рисунок 3.14). Также анализируя рисунок 3.14 и рисунок 3.15 можно сделать общий вывод, что прочность первоначального и оптимизированного носового обтекателя истребителя – достаточная.

					СКБ АС.1.ИП.01000000	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист.</i>	<i>№ документа</i>	<i>Подп.</i>	<i>Дата.</i>		54

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации

Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего образования
«Комсомольский-на-Амуре государственный университет»

СОГЛАСОВАНО

УТВЕРЖДАЮ

Начальник отдела ОНиПКРС

_____ Е.М. Димитриади
(подпись)

« ____ » _____ 2024 г.

Проректор по научной работе

_____ А.В. Космынин
(подпись)

« ____ » _____ 2024_ г.

Декан _____

_____ О.А. Красильникова
(подпись)

АКТ

о приемке в эксплуатацию проекта

«*Моделирование носового обтекателя самолета выполненного из КМ*»

г. Комсомольск-на-Амуре

« »

2024г.

Комиссия в составе представителей:

со стороны заказчика

- Ю.Б. Колошенко – руководитель СКБ,
- О.А. Красильникова – декана «ФАМТ»

со стороны исполнителя

- Г.А. Щербатюк – руководителя проекта,
- Студент Елпанов Илья Игоревич - ИТС-1
- Студент Полудников Анатолий Евгеньевич - ИТС-1
- Студент Баркова Полина Романовна - ИТС-1

составила акт о нижеследующем:

«Исполнитель» передает проект «*Моделирование носового обтекателя самолета выполненного из КМ*», в составе:

1. Модель напряжённно-деформированного состояния носового обтекателя выполненного из КМ

2. Методические материалы по моделированию напряжённно-деформированного состояния в системе MSC.NASTRAN & MSC.PATRAN Носового обтекателя.

- Студент Елпанов Илья Игоревич - 1ТС-1
- Студент Полпудников Анатолий Евгеньевич - 1ТС-1
- Студент Баркова Полина Романовна - 1ТС-1

Руководитель проекта

(подпись, дата)

Г.А. Щербатюк

Исполнители проекта

(подпись, дата)

И.И. Елпанов

(подпись, дата)

П.Р. Баркова

(подпись, дата)

А.Е. Полпудников