

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

ПРОЕКТИРОВАНИЕ АГРЕГАТОВ САМОЛЕТА

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве методических указаний для студентов Самарского университета, обучающихся по основной образовательной программе высшего образования по направлению подготовки 24.03.04 Авиастроение

Составители: *В.Н. Майнсков, С.А. Павлова*

© Самарский университет, 2018

Самара
Издательство Самарского университета
2018

УДК 629.7.01(075)

ББК 68.53я7

Составители: ***В.Н. Майнсков, С.А. Павлова***

Рецензент канд. техн. наук, доц. А.В. Хивинцев

Проектирование агрегатов самолета: метод. указания / сост.: *В.Н. Майнсков, С.А. Павлова*. – Электрон. текст. дан. (1,45 Мб). – Самара: Издательство Самарского университета, 2018. – 1 опт. компакт-диск (CD-ROM). – Систем. требования: ПК Pentium, Adobe Acrobat Reader. – Загл. с титул. экрана.

Курсовой проект «Проектирование агрегатов самолёта» является завершающим этапом конструкторской подготовки студентов по дисциплине «Конструирование самолетов». Основная цель данной работы состоит в ознакомлении студентов с проектным циклом изделий и формировании практических навыков – от анализа технического задания до разработки конструкторской документации.

Данные методические указания предназначены для студентов, обучающихся по направлению подготовки 24.03.04 «Авиационное строительство».

Подготовлено на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов.

УДК 629.7.01(075)

ББК 68.53я7

Редактор М.С. Сараева
Компьютерная верстка М.С. Сараевой

Подписано для тиражирования 05.12.2018.

Объем издания 1,45 Мб.

Количество носителей 1 диск.

Тираж 10 экз.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С. П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

443086, Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

СОДЕРЖАНИЕ

| | |
|--|----|
| <u>ВВЕДЕНИЕ</u> | 5 |
| <u>1 ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ ПРОЕКТА</u> | 7 |
| <u>2 РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ВЫПОЛНЕНИЮ ОТДЕЛЬНЫХ ЭТАПОВ ПРОЕКТА</u> | |
| 8 | |
| <u>2.1. Изучение задания на проектирование и анализ проектной ситуации</u> | 8 |
| <u>2.2 Разработка требований к агрегату</u> | 10 |
| <u>2.3 Выбор рациональной конструктивно-силовой схемы агрегата</u> | 11 |
| <u>2.4 Разработка теоретического чертежа или поверхностной модели агрегата</u> | 13 |
| <u>2.5 Выбор конструкционных материалов для основных элементов агрегата</u> | 14 |
| <u>2.6 Определение расчётных нагрузок</u> | 16 |
| <u>2.7 Проектировочный расчёт агрегата</u> | 17 |
| <u>2.8 Разработка сборочного чертежа агрегата</u> | 18 |
| <u>2.9 Разработка чертежа детали</u> | 21 |
| <u>2.10 Разработка порядка сборки агрегата</u> | 21 |
| <u>2.11 Составление технического описания агрегата</u> | 22 |
| <u>2.12 Оформление пояснительной записки</u> | 22 |
| <u>СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ</u> | 23 |
| <u>ПРИЛОЖЕНИЕ А</u> | 25 |
| <u>ПРИЛОЖЕНИЕ Б</u> | 26 |
| <u>ПРИЛОЖЕНИЕ В</u> | 27 |

ВВЕДЕНИЕ

Цель курсового проекта – расширение знаний студентов о существующих конструкциях агрегатов планера самолёта и формирование практических навыков решения проектно-конструкторских задач с использованием современной технологии проектирования.

Курсовой проект «Проектирование агрегатов самолёта» охватывает весь проектный цикл изделия: от изучения технического задания и определения нагрузок до разработки конструкторской документации на агрегат. Основными задачами курсового проекта являются:

- 1) расширение знаний о существующих конструкциях агрегатов самолётов;
- 2) освоение методики проектирования силовых конструкций и выполнения проектировочных расчётов;
- 3) умение выбирать рациональные решения из множества конкурирующих вариантов;
- 4) углубление навыков разработки конструкций агрегатов и оформления конструкторской документации;
- 5) подготовка к выполнению выпускной квалификационной работы бакалавра.

Типовое задание на курсовой проект предполагает упрощённую разработку агрегата планера одного из самолётов. Основные лётно-технические характеристики самолёта и внешняя форма агрегата являются исходными данными для проектирования.

Возможным вариантом технического задания может быть:

- отъёмная часть крыла;
- элерон;
- стабилизатор;
- киль;
- руль высоты;
- руль направления;
- секция предкрылка;
- секция закрылка;
- интерцептор;
- тормозной щиток;

– пассажирская дверь или крышка багажного люка.

Главная цель студента – не повторить существующую конструкцию, а разработать её улучшенный вариант, используя последние достижения науки и техники: новые конструкционные материалы, новые технологии, методы анализа силовой работы и оптимизации конструкций.

Группе студентов могут быть предложены задания на разработку агрегатов, принадлежащих одному самолёту. В этом случае общие элементы конструкции агрегатов (стыковые узлы, оси вращения, габаритные размеры) должны быть согласованы.

Выполнение курсового проекта сопровождается составлением отчёта. Он состоит из графической и текстовой части.

Текстовая часть оформляется в полном соответствии с требованиями к оформлению учебных текстовых документов [1]. Она включает в себя все необходимые обоснования, расчеты и схемы. В конце пояснительной записки приводят краткое техническое описание разработанной конструкции.

Графическая часть выполняется в одной из CAD-программ и включает:

- теоретический чертёж и/или поверхностную модель агрегата;
- сборочный чертёж или сборочную модель агрегата;
- чертежи или модели одной или двух деталей.

Выполненный курсовой проект подписывается студентом и руководителем и допускается к защите.

Защита курсового проекта включает краткий доклад студента о выполненной работе (5-7 минут) и ответы на вопросы членов комиссии. Студент должен представить следующие материалы: распечатанную пояснительную записку, чертежи, электронные модели изделия и презентацию. Презентация должна содержать 15-18 слайдов, которые отражают основные результаты курсового проекта. Распечатанные страницы презентации должны быть включены в пояснительную записку.

1 ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ ПРОЕКТА

Разработка конструкции агрегата самолёта, как узла или агрегата любого другого технического объекта, выполняется в определённом порядке. Всю работу можно разделить на ряд этапов:

- 1) изучение задания на проектирование и анализ проектной ситуации;
- 2) разработка требований к агрегату;
- 3) выбор рациональной конструктивно-силовой схемы агрегата;
- 4) разработка теоретического чертежа или поверхностной модели агрегата;
- 5) выбор конструкционных материалов для основных элементов агрегата;
- 6) определение расчётных нагрузок;
- 7) проектировочный расчёт агрегата;
- 8) разработка сборочного чертежа агрегата;
- 9) разработка чертежа детали;
- 10) разработка порядка сборки агрегата;
- 11) составление технического описания агрегата;
- 12) оформление пояснительной записки.

График выполнения курсового проекта представлен в приложении А.

Проектирование агрегата – сложная многокритериальная задача. Зачастую принятие единственно правильного решения на каждом этапе невозможно. Поэтому при переходе к следующему этапу может потребоваться уточнение решений, принятых на предыдущих этапах. В таких ситуациях работа над отдельными этапами выполняется параллельно, с использованием метода последовательных приближений к рациональному решению.

2 РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ВЫПОЛНЕНИЮ ОТДЕЛЬНЫХ ЭТАПОВ ПРОЕКТА

2.1. Изучение задания на проектирование и анализ проектной ситуации

Задача данного этапа – определить назначение проектируемого агрегата, условия его эксплуатации и изготовления, необходимые исходные данные для проектирования и пути решения проектной задачи.

Задание на курсовой проект выдаётся в самом общем виде: предлагается разработать конструкцию определённого агрегата существующего самолёта.

Работу над проектом нужно начинать с изучения самолёта. Необходимо с достаточной полнотой определить назначение самолёта, год его первого полёта, страну и фирму-разработчика, аэродинамическую схему, компоновку, силовую установку, лётно-технические, весовые, геометрические характеристики, условия базирования. Все основные технические характеристики и параметры изучаемого самолёта вносятся в сводную [таблицу 1](#).

Таблица 1. Основные данные самолета

| | | |
|----------|---|--|
| 1 | Наименование самолета | |
| | назначение | |
| | фирма-разработчик | |
| | страна | |
| | год выпуска | |
| 2 | Экипаж | |
| 3 | Характеристики силовой установки | |
| | тип двигателей | |
| | количество | |
| | Суммарная мощность, кВт или тяга, даН | |
| 4 | Массовые характеристики | |
| | максимальная взлетная масса, кг | |
| | масса пустого снаряженного самолёта, кг | |
| | максимальный вес без топлива, кг | |
| | максимальная коммерческая нагрузка, кг | |

| | | |
|----------|--|--|
| 5 | Летно-технические характеристики | |
| | крейсерская скорость, км/ч | |
| | дальность полета с полной коммерческой нагрузкой, км | |
| | практический потолок, м | |
| | длина разбега, м | |
| | длина пробега, м | |
| 6 | Геометрические характеристики | |
| | Длина самолета, м | |
| | Высота самолета, м | |
| | Площадь крыла S , м ² | |
| | Размах крыла l , м | |
| | Диаметр фюзеляжа D_{ϕ} , м | |
| 7 | Прочие данные | |
| | число пассажиров | |

В пояснительной записке обязательно приводятся три проекции самолёта в масштабе.

Особое внимание следует уделить геометрическим и конструктивным особенностям заданного для разработки агрегата. Необходимо описать его силовую схему, материалы, используемые для изготовления деталей, способы их соединения. В пояснительной записке приводится вид в плане агрегата с указанием размеров, которые удалось определить.

Далее необходимо изучить и описать в записке особенности конструкции таких же агрегатов трех-четырёх самолётов-аналогов. Графическая информация об этих агрегатах также приводится в записке. Для более полного изучения мирового опыта проектирования подобных самолётов и агрегатов рекомендуется рассматривать самолёты разных стран и фирм-разработчиков.

Студент не ограничен в источниках информации при изучении задания. Это могут быть технические описания самолётов, реальные конструкции, доступные для ознакомления, информация из публикаций в специальных изданиях и интернет-сайтах и т.п. Некоторые источники приведены в библиографическом списке.

Следует иметь в виду, что самолёты создавались в конкретных исторических, экономических, политических условиях, при определённом уровне научно-технического развития страны и с ориентацией на существующие возможности производства. В настоящее время проектная ситуация изменилась: разработаны новые, более совершенные конструкционные материалы, технологии изготовления деталей и их сборки, производственное оборудование, современные методы и средства анализа и синтеза рациональных конструкций. Для разработки наиболее сложных и дорогостоящих проектов объединяются усилия нескольких заинтересованных стран. Изучение проектной ситуации позволяет определить возможные пути совершенствования «устаревшей» конструкции. Они должны быть отражены в пояснительной записке.

2.2 Разработка требований к агрегату

Анализ проектной ситуации позволяет перейти к важной части работы – формулировке требований к конструкции. При разработке требований конструктор ставит перед собой задачи, решение которых должно обеспечить совершенство конструкции. Требования должны быть достаточно строгими, но не завышенными. Определить обоснованные количественные значения требований можно, используя методы математической статистики [2].

С целью обеспечения единого подхода к разработке конструкций самолётов и их агрегатов и, тем самым, безопасности их эксплуатации основные требования к авиационным конструкциям, обязательные для исполнения, изложены в нормативных документах: в Российской Федерации – АП-23 для лёгких пассажирских самолётов, АП-25 для тяжёлых пассажирских самолётов. Аналогичные документы разработаны и за рубежом (FAR-25, JAR-25).

Требования к авиационным конструкциям многочисленны и весьма разнообразны. Некоторые требования дополняют друг друга, другие – противоречивы. Почти все требования противоречат требованию обеспечения минимальной массы конструкции. Поэтому обеспечить максимальное удовлетворение каждого требования невозможно. Найти рациональную степень удовлетворения всего комплекса требований – сложная инженерная задача.

Все требования целесообразно разделять на общие и специальные. Общие требования, как правило, предъявляются ко всем силовым конструкциям в той или иной степени. Общие требования, в связи с их разнообразием, удобно

разделять на группы: функциональные, производственно-технологические, эксплуатационные и экономические. Комментарии по составу этих групп и особенностях входящих в них требований приводятся в учебниках по конструкции самолётов [3, 4, 5, 6]. Специальные требования связаны с функциями, выполняемыми конкретными агрегатами, узлами или деталями. Перечень специальных требований также можно найти в источниках [3, 4, 5, 6, 7].

Противоречивость ряда требований вызывает необходимость их ранжирования по степени важности. Это позволяет конструктору принимать сбалансированные решения возникающих в процессе проектирования вопросов. Напомним, что для авиационной техники одним из важнейших является требование *минимальной массы конструкции*.

В пояснительной записке приводят четко сформулированные отранжированные требования с коротким обоснованием принятых решений и путей их обеспечения.

2.3 Выбор рациональной конструктивно-силовой схемы агрегата

Конструктивно-силовая схема (КСС) определяет структуру агрегата: перечень, размещение и взаимную увязку силовых элементов, составляющих конструкцию агрегата, тип и размещение стыковых узлов с сопрягаемой конструкцией самолёта. Таким образом, КСС устанавливает пути передачи внешних нагрузок, действующих на агрегат, к местам их уравнивания. Основная задача данного этапа заключается в выборе рациональной КСС агрегата. Такая силовая схема должна наилучшим образом удовлетворять всему комплексу требований к агрегату, разработанному на предыдущем этапе. Неправильно выбранная КСС не исправит ситуацию даже при самой тщательной проработке входящих в конструкцию деталей и узлов.

Традиционный подход к выбору КСС заключается в сравнительном анализе разработанных ранее вариантов. Студент проводит сравнение вариантов конструктивно-силовой схемы проектируемого агрегата, описанных в пункте 2.1. Дополнительную информацию можно найти в специальной литературе [3-9]. В пояснительной записке к проекту нужно описать преимущества и недостатки для каждого варианта. Разработанные требования к агрегату являются критериями оценки. В процессе этого анализа может появиться

комбинированная схема, объединяющая достоинства других вариантов и максимально свободная от недостатков.

В процессе сравнительного анализа вариантов КСС нужно учитывать основные положения теории проектирования:

- внешние нагрузки должны передаваться от точек приложения к местам уравнивания по кратчайшим путям и с минимальными значениями внутренних усилий;

- сосредоточенную силу следует передавать на тонкую стенку в распределённом виде с помощью стержневого элемента, соединённого со стенкой и ориентированного по направлению силы;

- тонкие стенки эффективно воспринимают лишь силы, действующие в их плоскости;

- для передачи изгибающих моментов нужно максимально использовать строительную высоту конструкции;

- для передачи крутящего момента следует использовать замкнутый контур максимальной площади;

- сосредоточенный крутящий момент должен передаваться на весь замкнутый контур посредством жёсткого силового элемента расположенного в плоскости действия крутящего момента;

- следует минимизировать количество силовых элементов каркаса, используя каждый для восприятия нескольких внешних нагрузок.

- вырезы в силовых элементах, резкие изменения формы сечений и другие концентраторы напряжений существенно увеличивают массу конструкции.

Эффективным инструментом выбора перспективной конструкции минимальной массы является сравнение конкурирующих вариантов по критерию «силовой фактор» [10].

В отдельных случаях, при невозможности найти наилучшее решение конкретных вопросов и с учётом ограниченного времени проектирования, допускается принимать окончательный вариант на основании статистики, используя типовые решения в существующих подобных конструкциях.

Результатом работы на этом этапе должен быть обоснованный выбор типа обшивки, количества, ориентации и шага элементов продольного и поперечного набора, количества и расположения стыковых узлов.

2.4 Разработка теоретического чертежа или поверхностной модели агрегата

В данном курсовом проекте допускается два варианта представления конструктивно-силовой схемы агрегата – теоретический чертеж и поверхностная модель.

Теоретический чертёж представляет собой традиционный метод графического отображения КСС агрегата. Он должен содержать достаточное количество видов и сечений для полного определения внешних обводов (теоретического контура) агрегата, положения элементов каркаса и стыковых узлов. Главный вид агрегата размещается в левой верхней части чертежа. Вид сверху располагают под ним, если он необходим. Остальное поле чертежа используется для нужного количества сечений.

Внешние обводы изображаются сплошными толстыми линиями. Положения элементов каркаса, осей вращения и стыковых узлов – осевыми линиями. Все оси должны быть обозначены на выносных линиях и увязаны между собой и теоретическим контуром теоретическими размерами (без допусков). Весь агрегат должен быть привязан к базовым осям самолёта и к агрегатам, с которыми он стыкуется. Сечения сложной формы можно задавать в табличном виде или с помощью математического описания. В таблице указываются координаты точек, описывающих контур. Таблицу с соответствующим заголовком рекомендуется размещать под сечением. При математическом задании контура соответствующая математическая функция приводится в одном из пунктов технических требований над основной надписью чертежа. Дополнительные требования к оформлению теоретического чертежа содержатся в [11]. Теоретический чертёж является основой для проектировочного расчёта и разработки конструкции агрегата.

Современный подход к проектированию основан на использовании электронных моделей изделия. На данном этапе студент разрабатывает поверхностную модель агрегата. Она представляет собой множество ограниченных поверхностей, определяющих в пространстве форму разрабатываемой конструкции. В данном случае поверхностная модель агрегата должна в полной мере описывать принятую конструктивно-силовую схему: число и размещение элементов каркаса, положение кронштейнов навески и стыковых узлов. Разработка конструктивно-силовой схемы агрегата самолёта

может выполняться в любой CAD-программе. Система координат модели агрегата должна быть привязана к базовым осям самолёта. На поверхностной модели агрегата проставляются все необходимые размеры в виде аннотаций, которые определяют конструктивно-силовую схему в трех проекциях. На практике аннотации позволяют обеспечить доступ к информации различных групп разработчиков, которые включаются в процесс проектирования и конструирования. Это позволяет обеспечить протекание жизненного цикла изделия без разрыва и дублирования информации, сократить время производственного цикла и повысить контроль качества выполнения работы. Пример поверхностной модели стабилизатора приведён в Приложении Б.

2.5 Выбор конструкционных материалов для основных элементов агрегата

Механические характеристики материалов входят в перечень исходных данных, необходимых для проведения проекторочного расчёта элементов агрегата самолёта. Правильный выбор материала оказывает существенное влияние на выполнение предъявленных к конструкции требований: прочностных, производственных, эксплуатационных, экономических и минимальной массы. Противоречивость этих требований, а также необходимость выбора материала на одном из начальных этапов проектирования делает решение этой задачи довольно трудным и ответственным.

На выбор материала оказывают влияние:

- вид нагрузок, действующих на конструкцию (статические, повторно-статические, динамические и др.);
- характер силовой работы конструкции (растяжение, сжатие, сдвиг, изгиб и т.д.);
- требование живучести;
- условия эксплуатации (температура, окружающая среда);
- выбранные технологические процессы (литьё, штамповка, сварка, вакуумная инфузия, RTM-технология и др.);
- необходимость совместного использования разнородных материалов;
- стоимость и доступность материала и ряд других факторов.

Упростить выбор можно, если из большого количества существующих конструкционных материалов выбрать ограниченный круг материалов, наиболее полно удовлетворяющих самому важному требованию. Для авиационного конструктора определяющим является требование минимальной массы конструкции. В этом случае, основной мерой весовой эффективности является величина удельной прочности материала. В большинстве случаев *удельной прочностью* ($\bar{\sigma}$) называют отношение допускаемого напряжения к плотности материала. Таким образом, чтобы получить конструкцию минимальной массы, необходимо сделать её из материала с как можно **большей** удельной прочностью.

К таким материалам относятся алюминиевые сплавы средней и высокой прочности, титановые, магниевые сплавы и легированные стали. Именно эти материалы применяются для изготовления большинства силовых элементов авиационных конструкций. Из этого перечня нужно сделать окончательный выбор с учётом приведённых выше факторов.

В последнее время особое место среди конструкционных материалов занимают полимерные композиционные материалы (ПКМ). Их удельная прочность в несколько раз выше, чем у традиционных материалов. Отличительная особенность композитов от традиционных материалов заключается в том, что конструктор проектирует материал одновременно с конструкцией с целью получения оптимального распределения свойств материала. Поэтому, несмотря на ряд недостатков (высокую стоимость, нестабильность механических характеристик, необходимость учета технологии изготовления на ранних стадиях проектирования и ряд других), ПКМ широко используются в силовых элементах конструкции. Их использование позволяет получить заметный выигрыш в массе конструкции.

Исчерпывающую информацию о характеристиках материалов и рекомендации по их применению можно найти в [12]. Много полезной информации по выбору материалов приводится в ряде других источников [4, 8, 13, 14].

В пояснительной записке необходимо привести обоснование выбора материалов для основных элементов каркаса и стыковых узлов. В конце раздела приводится таблица с указанием деталей и узлов агрегата, марок материала, видов полуфабрикатов с указанием соответствующих стандартов и основных характеристик материала.

2.6 Определение расчётных нагрузок

На этом этапе конструктор должен обеспечить выполнение безусловного требования – прочности конструкции агрегата. В полёте на самолёт действуют различные по величине и характеру распределения по поверхности нагрузки. Опыт эксплуатации и испытаний самолётов позволил обобщить все варианты *максимальных* нагрузок, действующих на агрегаты планера самолёта на различных этапах полёта, в ряд «случаев нагружения». Перечень случаев нагружения для каждого агрегата приводится в авиационных правилах (АП): АП-23 [15] - для лёгких самолётов, АП-25 [16] - для тяжёлых самолётов. Аналогичные нормативные документы существуют и за рубежом: FAR-25, JAR-25.

Расчетные случаи соответствуют такой ситуации при эксплуатации самолета, при которой возникают максимальные нагрузки на данный агрегат. Эти нагрузки называются эксплуатационными и обозначаются P^p .

Расчёт на прочность проводится по увеличенным расчётным нагрузкам P^p , которые связаны с *эксплуатационными нагрузками* $P^э$ соотношением $P^p = P^э f$, где f – коэффициент безопасности. При действии этих нагрузок ни в одном элементе конструкции агрегата при любом случае нагружения не должно возникать остаточных деформаций.

Коэффициент безопасности учитывает ряд факторов, влияющих на величину напряжений в элементах конструкции: наложение на основную нагрузку случайных, неточность расчётных методик, возможные дефекты конструкции и материалов и т.п. Минимальное значение коэффициента безопасности 1,5.

АП приводят условие для определения $P^э$, значения эксплуатационной перегрузки $n^э$ и коэффициента безопасности f , распределение аэродинамической нагрузки по поверхности агрегата для каждого расчётного случая. Студенту необходимо определить расчётные технические условия для каждого расчётного случая для вычисления $P^э$ перечисленные в АП. Это могут быть скорость и высота полёта, плотность воздуха и скорость звука на данной высоте, геометрические и массовые характеристики самолёта и агрегата, некоторые коэффициенты. Некоторые данные берутся из технических характеристик самолёта, другие определяются в АП. The Значение максимальной эксплуатационной перегрузки также можно взять из описания самолёта, либо определить по АП.

В данном проекте студенту предлагается рассмотреть один или два расчётных случая в зависимости от сложности агрегата. Эти случаи указываются в задании.

В пояснительной записке приводятся расчётные условия для каждого случая нагружения, результаты вычисления расчётной нагрузки, её распределение по размаху и хорде, определяются сосредоточенные усилия от присоединённых агрегатов.

2.7 Проектировочный расчёт агрегата

Задача данного этапа – определить площади поперечных сечений деталей и их соединений по условиям прочности конструкции.

На первом этапе, когда конструктивные особенности деталей ещё не определены проводится приближённый проектировочный расчёт агрегата. Целью проектировочного расчёта является обеспечение общей прочности конструкции. Расчёт проводится по упрощённым, но обеспечивающим достаточную точность, методам. Количество расчётных сечений должно быть достаточным, чтобы можно было определить изменение сечений по размаху агрегата. В число сечений обязательно должны быть включены все опасные сечения, в которых действуют максимальные внутренние усилия.

Исходными данными для проектировочного расчёта являются конструктивно-силовая схема агрегата, расчётные нагрузки и характеристики материалов.

Расчёт начинают с построения расчётной схемы. Расчётная схема представляет собой силовую схему агрегата с наложенными на неё внешними нагрузками и условиями опирания. На основании расчётной схемы строятся эпюры внутренних усилий: перерезывающих сил, изгибающих и крутящих моментов.

Необходимо определить элементы конструкции, участвующие в восприятии этих усилий. В каждом расчётном сечении, записывать условия прочности. Затем, находят необходимые площади поперечных сечений поясов лонжеронов и стрингеров, толщины стенок лонжеронов, продольных стенок и обшивки. При работе элементов конструкции на сдвиг и сжатие проводится проверка на устойчивость.

В данном курсовом проекте проектировочный расчёт выполняется для двух сечений, указанных преподавателем для уменьшения объёма работы и сокращения количества однотипных вычислений.

В пояснительной записке приводится расчётная схема агрегата с эпюрами внутренних усилий. Для каждого расчетного сечения выполняются эскиз, из которого должны быть понятны его расположение в агрегате и входящие в конструкцию силовые элементы и необходимые вычисления. Расчётные методики приводятся во многих источниках, например, в [5,6].

Полученные результаты позволяют подбирать геометрические характеристики сечений силовых элементов в первом приближении с учётом существующего сортамента полуфабрикатов [17] и технологических ограничений [18, 19, 20].

В реальном проектировании после проектировочного расчёта и предварительной проработки конструкции выполняется более точный проверочный расчёт. Его цель – обеспечить местную прочность конструкции. В настоящее время для проверочного расчёта, как правило, применяется метод конечных элементов (МКЭ), реализованный в какой-либо САЕ-системе, например, ANSYS или FEMAP/NASTRAN. Строится достаточно подробная конечно-элементная модель. Результаты проектировочного расчёта используются в качестве исходных жёсткостных характеристик конструктивных элементов для сокращения времени расчёта. В случае невыполнения условий прочности или выявления избыточной прочности в отдельных зонах, проводится уточнение конструкции: изменение площади сечений поясов, толщины стенок, проводится работа по устранению концентраторов напряжений или снижению их влияния. Конечно, и на этом этапе нужно помнить о существующем сортаменте полуфабрикатов и технологических ограничениях. В данном курсовом проекте проверочный расчёт не выполняется.

2.8 Разработка сборочного чертежа агрегата

Конечной целью работы конструктора является разработка комплекта конструкторской документации, в состав которого входят:

- сборочный чертёж или электронная сборочная модель агрегата;
- сборочные чертежи или модели узлов, входящих в конструкцию агрегата (подборок);

- спецификации к сборочным чертежам;
- чертежи/модели деталей, входящих в конструкцию агрегата;
- пояснительная записка;
- ряд сопроводительных документов.

Этот этап работы весьма трудоёмкий и ответственный.

Разработка конструкции агрегата начинается с проработки отдельных узлов: соединений элементов каркаса между собой и с обшивкой, крепления стыковых узлов и узлов навески. В результате выявляется потребность в соединительных деталях и их геометрия, подбирается крепёж. Проработка конструкции сопровождается необходимыми расчётами местной прочности. В процессе этой работы уточняются форма и размеры поперечных сечений силовых элементов с учётом существующего сортамента полуфабрикатов [17] и технологических ограничений [18, 19, 20]. Если эти изменения существенны, может возникнуть необходимость вернуться к уточняющему проектировочному расчёту. Все конструкторские решения принимаются параллельно с формированием рационального порядка сборки агрегата. При разработке конструкции нужно помнить о требованиях рациональной стандартизации и унификации конструкции (деталей и их элементов, крепежа, размеров, защитных покрытий и т. п.), технологий изготовления деталей и сборки, используемых конструкционных материалов. Ориентироваться нужно на перспективные конструкции, материалы, технологические процессы. Новые возможности были проанализированы студентом в [подразделе 2.1](#).

Требования к содержанию сборочного чертежа изложены в стандартах [11, 21]. В курсовом проекте разрабатывается упрощённый сборочный чертёж. На чертеже приводятся главный вид (вид на агрегат в плане), при необходимости – вид спереди. Эти виды изображаются в уменьшенном масштабе в соответствии с выбранным форматом чертежа. Подробно в более крупном масштабе выполняются одно или два (по указанию преподавателя в зависимости от сложности агрегата) типовых разреза, например, по силовому и рядовому элементам каркаса. При необходимости эти разрезы дополняются местными видами, разрезами, сечениями в масштабе 1:1 или более крупном. На каждом виде должны быть указаны теоретические линии с соответствующими обозначениями на выносных линиях и размеры с допускаемыми отклонениями или посадками, необходимые для правильной и качественной сборки агрегата.

В соответствии с принятой схемой сборки расставляются позиции подборок, деталей, крепежа, поступающих на общую сборку агрегата. На простейшие детали, входящие в конструкцию агрегата изготовление чертежа не имеет смысла (например, определённой длины стандартный прессованный профиль, листовая накладка простой формы). Такие детали называются бесчертёжными или входящими. Информация, необходимая для их изготовления, приводится на сборочном чертеже.

Кроме графической части, как правило, разрабатывается текстовая часть – технические требования. В технические требования выносят информацию, которую невозможно или нецелесообразно приводить в графическом виде, но необходимую для изготовления агрегата требуемого качества. Это могут быть указания на нормативные документы, производственные инструкции, технические условия на производственные процессы, определённые методы контроля, общие указания для многих типовых элементов конструкции (например, допуски на размещение заклёпок, на отверстия под болты, допускаемые отклонения от теоретического положения элементов каркаса и т. п.). Правила оформления и типовые формулировки технических требований приведены в [22].

Сборочный чертеж разрабатывается в комплекте со спецификацией. В спецификацию вносят все элементы конструкции, позиции которых, в соответствии со схемой сборки, приведены на сборочном чертеже. Форма и порядок заполнения спецификации приведены в [23].

Чертежи в бумажной форме и электронные чертежи могут быть выполнены на основе электронной модели сборочной единицы [24]. Электронная модель сборочной единицы (ЭМСЕ) должна давать представление о расположении и взаимной связи составных частей, соединяемых в сборочную единицу, и содержать необходимую и достаточную информацию для осуществления сборки и контроля сборочной единицы. Электронная модель детали, входящая в состав сборочной единицы, размещается в локальной системе координат.

Электронная модель сборочной единицы должна содержать следующие параметры и требования:

- а) номера позиций составных частей, входящих в изделие;
- б) установочные, присоединительные и другие необходимые справочные размеры;
- в) техническую характеристику изделия (при необходимости);

г) указания о характере сопряжения элементов ЭМСЕ и методах его осуществления, если точность сопряжения обеспечивается не заданными предельными отклонениями размеров, а подбором, пригонкой и т.п.;

д) указания о выполнении неразъемных соединений (сварных, паяных и др.). В ЭМСЕ изделий единичного производства допускается указывать данные о подготовке кромок под неразъемные соединения (сварку, пайку и т.д.)

Оформление спецификации в электронном виде должно соответствовать [25].

2.9 Разработка чертежа детали

В данном курсовом проекте должен быть выполнен чертёж одной из деталей каркаса агрегата, изготовленной методом холодной листовой штамповки. Как правило, это рядовой элемент поперечного набора. Проектировочный расчёт такой детали содержанием курсового проекта не предусмотрен. Толщина листа заготовки выбирается на основании статистики, собранной для подобных деталей в агрегатах, изученных при выполнении содержания, описанного в [подразделе 2.1](#). При разработке конструкции нужно учитывать особенности и ограничения для данного технологического процесса [18] и существующие нормативные документы, касающиеся типовых элементов конструкции детали (радиусовгиба, отверстий облегчения, выштамповок и других). Следует использовать стандартную геометрию таких элементов, если нет острой необходимости отступления от требований стандартизации и унификации конструкции.

Правила оформления рабочего чертёжа детали изложены в [11].

По указанию преподавателя студенту может быть предложено спроектировать кронштейн навески агрегата или стыковой фитинг в незнакомом для студента варианте технологического исполнения (литьём, сваркой) с целью получения дополнительных профессиональных навыков.

2.10 Разработка порядка сборки агрегата

Как отмечалось выше (см. [п. 2.8](#)) последовательность операций сборки, используемые технологические процессы, состав деталей, подборок, виды крепёжных деталей продумываются при разработке сборочного чертежа агрегата и отражаются в нём простановкой соответствующих позиций.

Подробно составные части агрегата приведены в спецификации к сборочному чертежу с указанием номеров их чертежей или стандартов и количества.

В данном разделе эта технологическая информация описывается в явном виде и позволяет конструктору проверить соответствие разработанной конструкции технологическим требованиям и возможностям производства. Подразделениями завода-изготовителя разрабатывают директивный технологический процесс сборки агрегата и директивная технологическая документация на основе этой информации.

В пояснительной записке следует указать вид сборочного приспособления, перечислить поступающие на окончательную сборку детали и узлы, способы их базирования и фиксации. Затем по пунктам перечисляется последовательность основных этапов сборки, начиная от установки составных частей агрегата в сборочное приспособление и заканчивая контролем качества собранного изделия.

2.11 Составление технического описания агрегата

Завершающим этапом работы над проектом является составление технического описания агрегата. В описании должны быть указаны назначение агрегата, его основные геометрические характеристики, выбранная конструктивно-силовая схема, перечисляются основные составные части изделия (детали, под сборки), их конструктивные особенности и применяемые материалы и полуфабрикаты. Кроме того, следует описать конструкцию стыковых узлов агрегата с ответными частями самолёта.

2.12 Оформление пояснительной записки

Согласно ГОСТ 2.102-2013 пояснительная записка является одним из видов конструкторских документов. Исчерпывающие требования к её оформлению изложены в соответствующем стандарте [26]. В курсовом проекте пояснительная записка оформляется по упрощённым правилам, приведённым в [1].

Разработка документа ведётся на протяжении всего времени проектирования, позволяя чётко сформулировать задачи на каждом этапе и обосновать принятые решения.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- 1 СТО 02068410–004–2018. Общие требования к учебным текстовым документам [Текст]. – Введ.2018-02-01. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. – 32 с.
- 2 Комаров, В.А. Концептуальное проектирование самолета [Текст]: учеб. пособие / В.А. Комаров [и др.]: под ред. д-ра техн. наук, проф. В.А. Комарова. – Самара: Изд-во СГАУ, 2011. – 140 с.
- 3 Шульженко, М.Н. Конструкция самолётов [Текст]: М. Н. Шульженко, 3-е изд. – М.: Машиностроение, 1971. – 416 с.
- 4 Ендогур А.И. Проектирование авиационных конструкций. Проектирование конструкций деталей и узлов [Текст]: учеб. пособие / А.И. Ендогур. М.: Изд-во МАИ– ПРИНТ, 2009. – 540 с.
- 5 Войт, Е. С. Проектирование конструкций самолётов [Текст]: учеб. для вузов по специальности «Самолётостроение» / Е. С. Войт, А. И. Ендогур, З. А. Мелик-Саркисян [и др.]. – М.: Машиностроение, 1987.– 414 с.
- 6 Ендогур, А.И. Конструкция самолётов. Конструирование агрегатов планера [Текст]: учебник / А. И. Ендогур. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2012. – 496 с.
- 7 Житомирский, Г.И. Конструкция самолетов [Текст]: учеб. для студентов авиационных специальностей / Г.И. Житомирский – М.: Машиностроение, 1991 (1-е изд.); 1995 (2-е изд.); 2005 (3-е изд.).
- 8 Ендогур, А.И. Конструкция самолётов. Конструирование деталей и узлов [Текст]: учебник / А. И. Ендогур. М.: Изд-во МАИ, 2013. – 556 с.
- 9 Michael Chun–Yung Niu Airframe Structural Design [Текст]: / Michael Chun–Yung Niu // Conmilit Press Ltd., 1989. – 612 p.
- 10 Козлов, Д.М. Проектирование детали [Текст]: учеб. пособие / Д. М. Козлов, В. Н. Майнсков, Г. А. Резниченко. – Самара: Изд-во Самар. гос. ун-та, 2017. – 88 с.
- 11 ГОСТ 2.419– 68. ЕСКД. Правила выполнения документации при плазовом методе производства [Текст]: – М.: Изд-во стандартов, 2002.
- 12 Авиационные материалы. Справочник в девяти томах. Издание 6-е, переработанное и дополненное. Под общей редакцией докт. техн. наук Р. Е. Шалина. ОНТИ ВИАМ – 1982.

13 Климов, В.Н. Современные авиационные конструкционные сплавы [Текст]: учеб. пособие / В. Н. Климов, Д. М. Козлов. – Самара: Изд-во Самар. гос. ун-та, 2017. – 40 с.

14 Катырев, И.Я. Проектирование гражданских самолётов. Теории и методы [Текст]: И .Я. Катырев, М.С. Неймарк, В.М. Шейнин [и др.]: под ред. Г.В. Новожилова. – М.: Машиностроение, 1991. – 672 с.

15 Авиационные правила. Часть 25. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории [Текст] / Межгосударственный авиационный комитет. – М.: ОАО «Авиаиздат», 2009. – 146 с.

16 Авиационные правила. Часть 25. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории [Текст] / Межгосударственный авиационный комитет. – М.: ОАО «Авиаиздат», 2009. – 267 с.

17 Профили общего применения из алюминиевых и магниевых сплавов. Ч. 1. Профили прямоугольные и косоугольные. Каталог-справочник [Текст] / Б.И. Бондарев, Т.А. Канаева [и др.]. – М.: Металлургия, 1983.– 687 с.

18 Рекомендации по технологичности самолетных конструкций (второе издание) [Текст] / Под общим руководством и редакцией докт. техн. наук, проф. В.В. Бойцова. – М.: Оборонгиз, 1963.

19 Майнсков, В.Н. Конструирование деталей авиационных конструкций из литых заготовок [Текст]: учеб. пособие / Н. В. Власов, В. Н. Майнсков. – Самара: Изд-во СГАУ, 2002. – 61 с.

20 Майнсков, В.Н. Конструирование деталей авиационных конструкций из горячештампованных заготовок [Текст]: учеб. пособие / Н. В. Власов, В. Н. Майнсков. – Самара: Изд-во СГАУ, 2002. – 25 с.

21 ГОСТ 2.109 – 73. Единая система конструкторской документации. Основные требования к чертежам.

22 Майнсков, В.Н. Технические требования на чертежах [Текст]: метод. указания. – Куйбышев: КуАИ, 1982. – 30 с.

23 ГОСТ 2.108–68. ЕСКД. Спецификация.

24 ГОСТ 2.052– 2006. ЕСКД. Электронная модель изделия. Общие положения.

25 ГОСТ 2.055 – 2014. ЕСКД. Электронная спецификация. Общие положения.

26 ГОСТ 2.105 – 95. ЕСКД. Общие требования к текстовым документам.

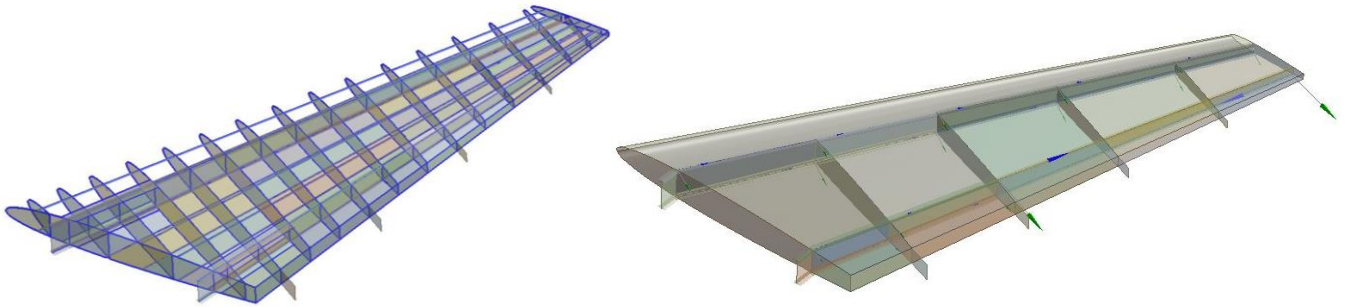
ПРИЛОЖЕНИЕ А

**ГРАФИК ВЫПОЛНЕНИЯ КУРСОВОГО
ПРОЕКТА**

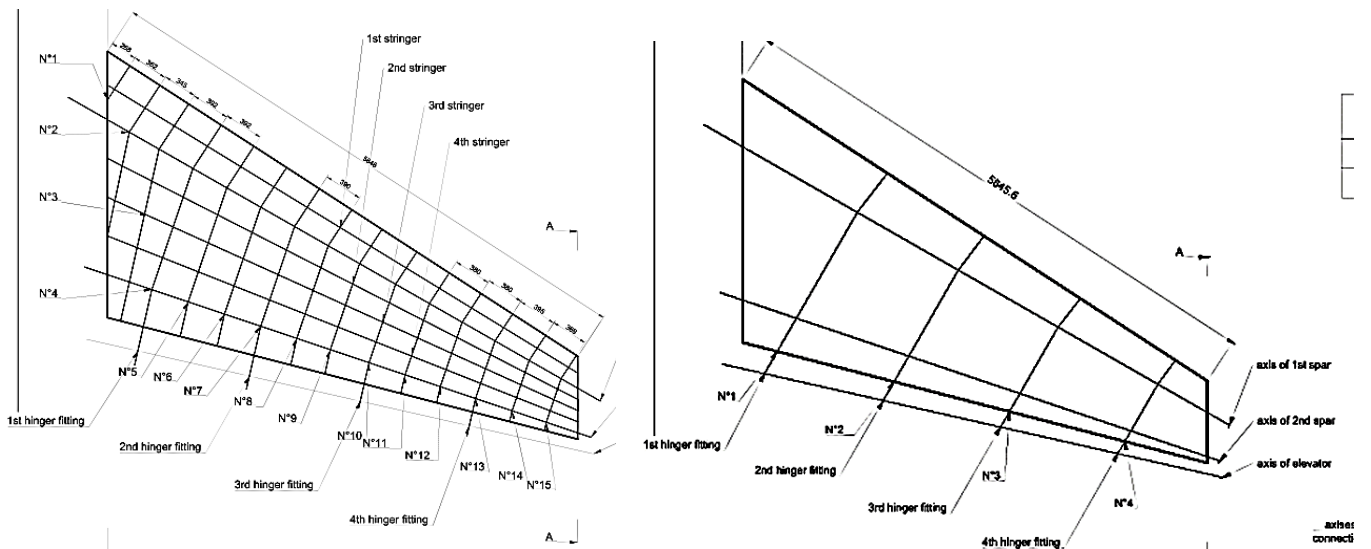
| № этапа | Наименование этапа | Трудоёмкость | | Недели | | | | | | | | | | |
|------------|--|--------------|-----------|--------|---|---|---|---|---|---|---|---|----|---|
| | | этапа | суммарная | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | |
| 1 | Изучение задания на проектирование и анализ проектной ситуации | 7 | 7 | ■ | | | | | | | | | | |
| 2 | Разработка требований к агрегату | 3 | 10 | | ■ | | | | | | | | | |
| 3 | Выбор рациональной конструктивно-силовой схемы агрегата | 10 | 20 | | ■ | ■ | | | | | | | | |
| 4 | Разработка теоретического чертежа агрегата | 10 | 30 | | | ■ | ■ | | | | | | | |
| 5 | Выбор конструкционных материалов для основных элементов агрегата | 2 | 32 | | | | ■ | | | | | | | |
| 6 | Определение расчётных нагрузок | 5 | 37 | | | | ■ | ■ | | | | | | |
| 7 | Проектировочный расчёт агрегата | 15 | 52 | | | | ■ | ■ | ■ | | | | | |
| 8 | Разработка сборочного чертежа агрегата | 25 | 77 | | | | | ■ | ■ | ■ | ■ | | | |
| 9 | Разработка чертежа детали | 5 | 82 | | | | | | | ■ | ■ | ■ | | |
| 10 | Разработка порядка сборки агрегата | 3 | 85 | | | | | ■ | ■ | ■ | ■ | ■ | | |
| 11 | Составление технического описания агрегата | 5 | 90 | | | | | | | | | | ■ | |
| 12 | Оформление пояснительной записки | 10 | 100 | ■ | ■ | ■ | ■ | ■ | ■ | ■ | ■ | ■ | ■ | ■ |
| 13 | Подготовка к защите и защита проекта | | | | | | | | | | | | | ■ |

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Пример выполнения электронной поверхностной модели изделия



Данные поверхностные модели полностью соответствуют теоретическим чертежам:



ПРИЛОЖЕНИЕ В

Пример презентации курсового проекта по теме «Проектирование стабилизатора»




САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
 SAMARA UNIVERSITY

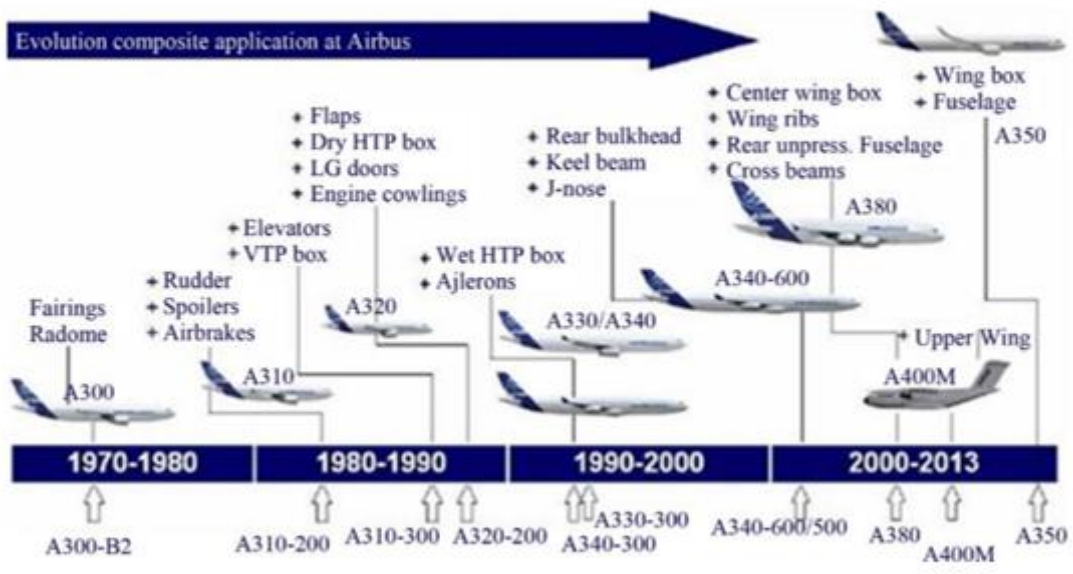
Designing Aircraft Stabilizer Course Project

Student: Pavlova S.A.
 Supervisor: Mainskov V.N.

Samara


Composite Application at Airbus

Evolution composite application at Airbus →



| Period | Aircraft Models | Composite Components |
|-----------|--------------------|---|
| 1970-1980 | A300-B2 | Fairings, Radome |
| 1980-1990 | A310-200 | Rudder, Spoilers, Airbrakes |
| | A310-300 | Elevators, VTP box |
| | A320-200 | Wet HTP box, Ailerons |
| 1990-2000 | A330-300, A340-300 | Wet HTP box, Ailerons |
| | A330/A340 | Rear bulkhead, Keel beam, J-nose |
| 2000-2013 | A340-600/500 | Center wing box, Wing ribs, Rear unpress. Fuselage, Cross beams |
| | A380 | Center wing box, Wing ribs, Rear unpress. Fuselage, Cross beams |
| | A400M, A350 | Upper Wing, Wing box, Fuselage |

S.A. Pavlova "Designing Aircraft Stabilizer"



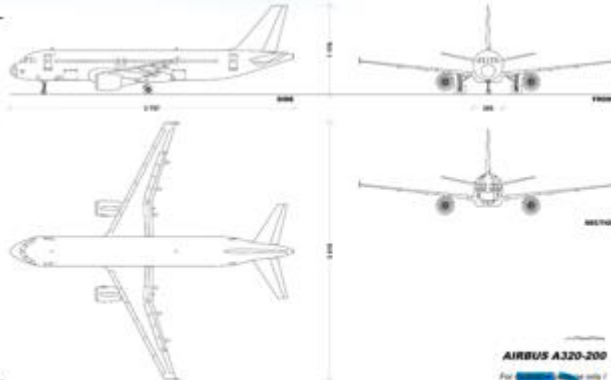


Passenger aircraft A320-200



Technical Characteristics of A320-200

| | |
|-------------------------|---------|
| Cruise speed | 955km/h |
| Flight range | 6850 km |
| Service ceiling | 11275 m |
| Max take-off weight | 78.0 t |
| Max weight without fuel | 64.3 t |
| Max payload | 16,6 t |
| Engines | 2 |
| Passengers | 150/180 |

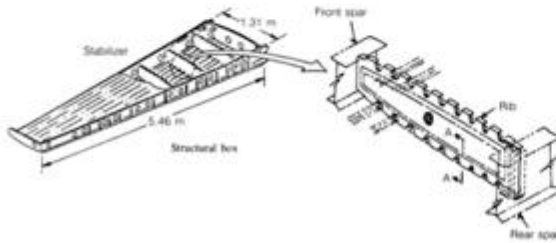
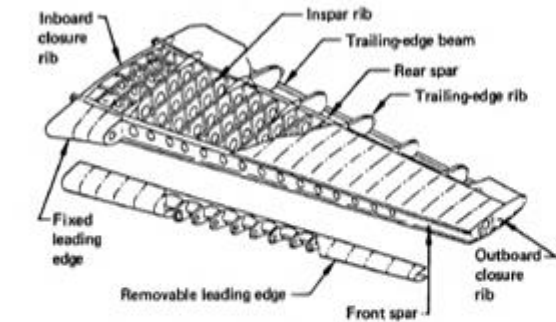


S.A. Pavlova "Designing Aircraft Stabilizer"

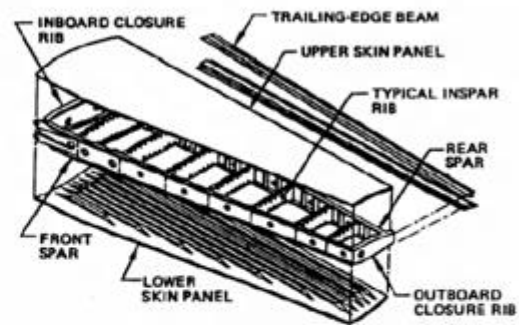


Existing Structures

Metal Horizontal Stabilizer



Composite Horizontal Stabilizer









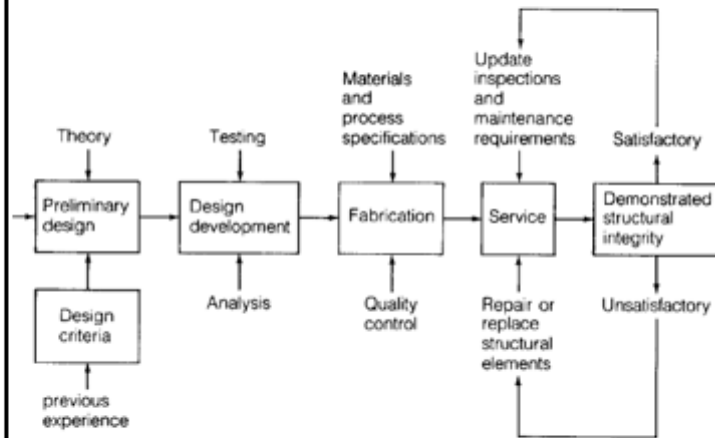
S.A. Pavlova "Designing Aircraft Stabilizer"



Design for Low Cost Production

Requirements

-  Functional
-  Operational
-  Manufacturing
-  Maintenance
-  Economic
-  Minimum Weight



S.A. Pavlova "Designing Aircraft Stabilizer"

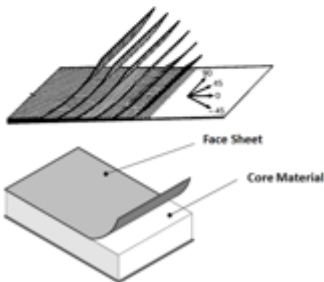


Composite Vs Metal

Quasi-isotropic (composite)



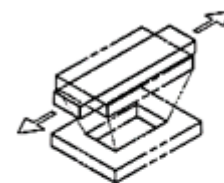
Sandwich Structure



ADVANTAGES

- Light weight
- Reduced number of assemblies and fasteners
- Designed structure of needed strength/stiffness
- Resistance to corrosion
- Reduced machining

Isotropic (Metal)



DISADVANTAGES

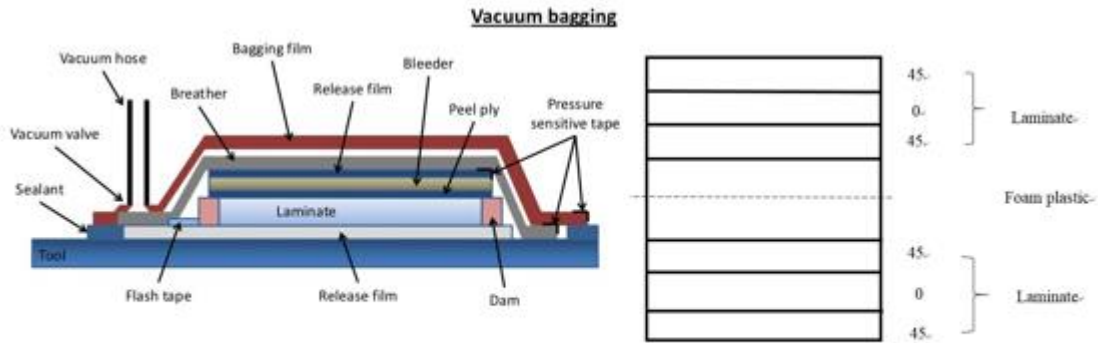
- Expensive material
- Poor energy absorption and impact damage
- Expensive and complicated inspection methods
- Reliable detection of substandard bonds is difficult
- Defects can be known to exist but precise location cannot be determined

S.A. Pavlova "Designing Aircraft Stabilizer"





Composite Material

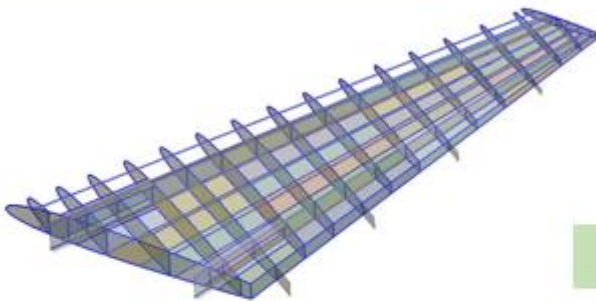


S.A. Pavlova "Designing Aircraft Stabilizer"

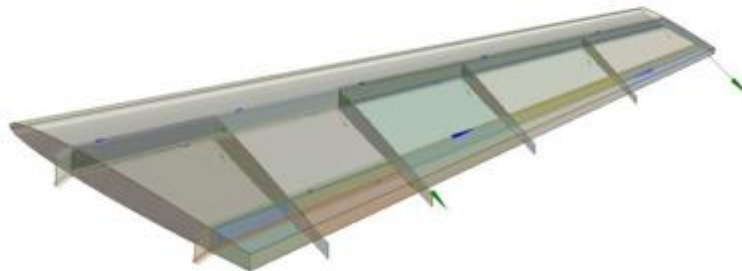


Load-Carrying Schemes

Metal Version



Composite Version



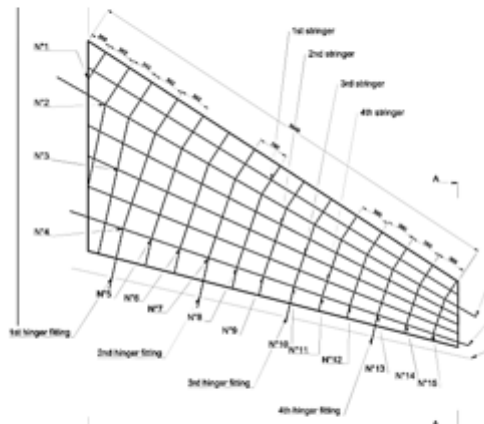
S.A. Pavlova "Designing Aircraft Stabilizer"



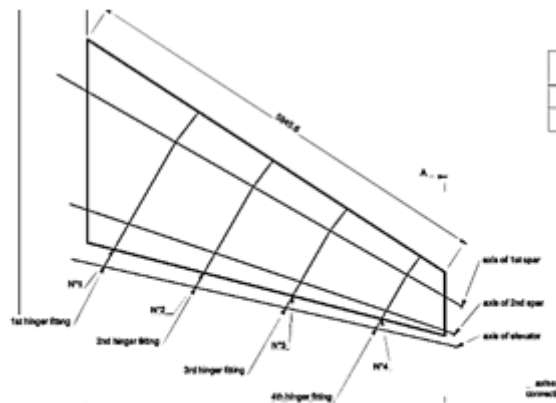


Theoretical drawings

Metal version of stabilizer



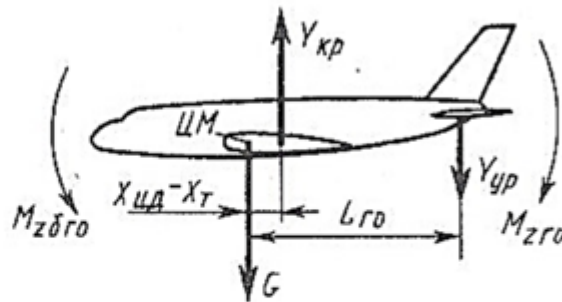
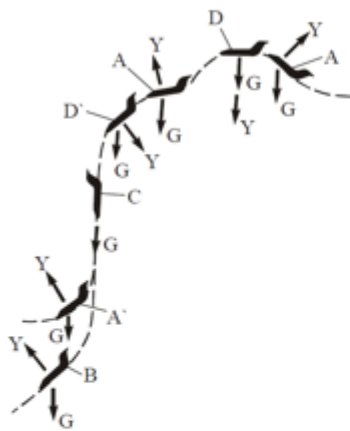
Composite version of stabilizer



S.A. Pavlova "Designing Aircraft Stabilizer"



Design Loads



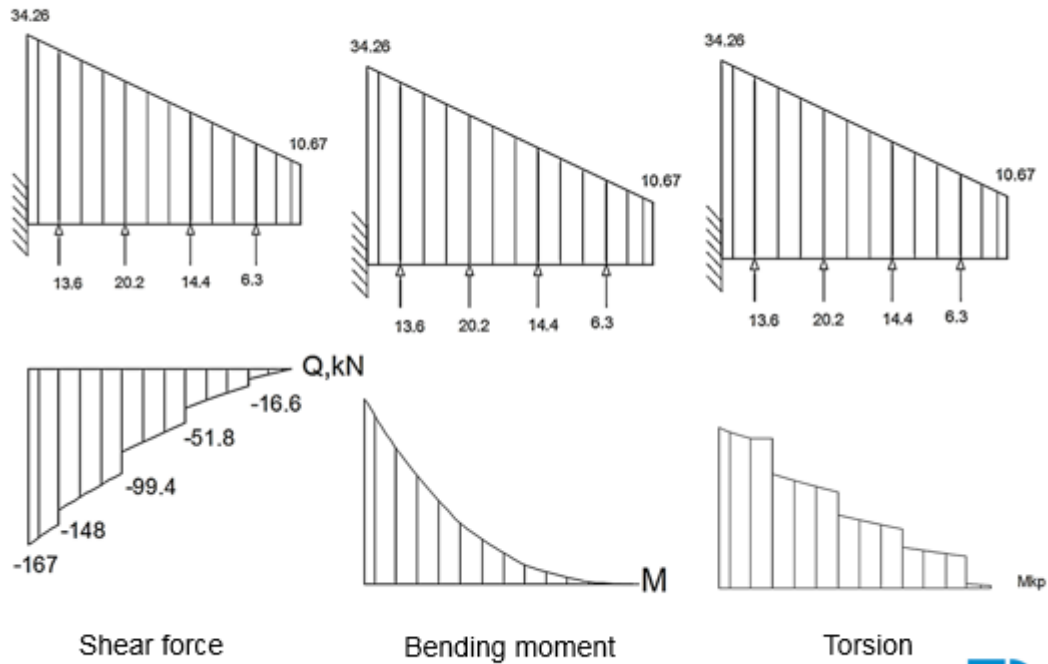
| Balancing load/kN | Maneuver load(case 1)/kN | Maneuver load(case 2)/kN | Load in turbulent air/kN |
|-------------------|--------------------------|--------------------------|--------------------------|
| P_{b01} | $P_{m1}^{H,T}$ | $P_{m2}^{H,T}$ | P_{ta} |
| 249.515 | 362.17 | 459.947 | 260.711 |

S.A. Pavlova "Designing Aircraft Stabilizer"





Diagram of Internal Forces



Shear force

Bending moment

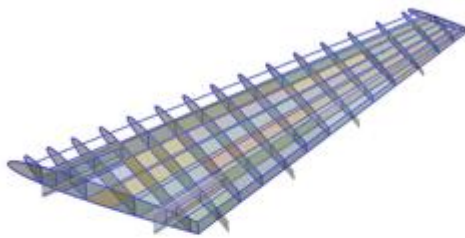
Torsion

S.A. Pavlova "Designing Aircraft Stabilizer"



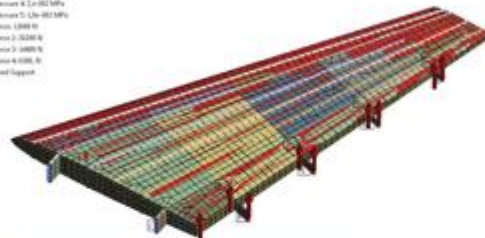
Structural Analysis & FEM

Geometric model

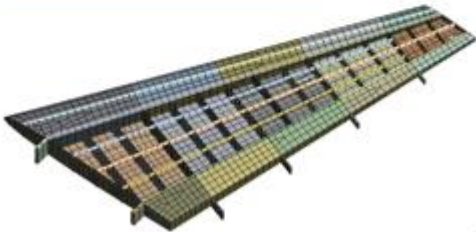


Loads and constraints

- Pressure 1: 1e+02 MPa
- Pressure 2: 1.7e+02 MPa
- Pressure 3: 2.1e+02 MPa
- Pressure 4: 2.4e+02 MPa
- Pressure 5: 2.8e+02 MPa
- Force 1: 1000 N
- Force 2: 1000 N
- Force 3: 1000 N
- Force 4: 1000 N
- Fixed Support



Finite-element model



Finite elements



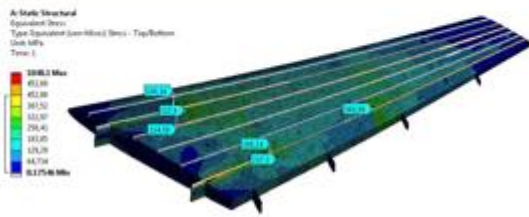
BEAM188
Spar caps,
stringer

SHELL181
skin, ribs, spar
webs



Strength Analysis for Metal Version

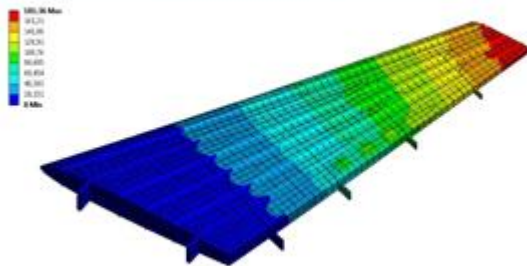
Stress state



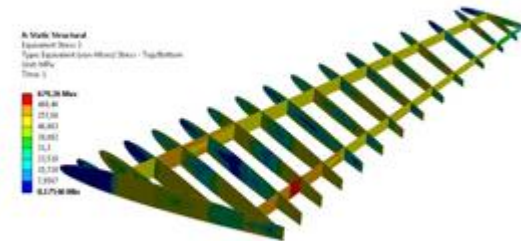
Stress in spar caps



Strain state



Stress in spar webs and ribs



S.A. Pavlova "Designing Aircraft Stabilizer"

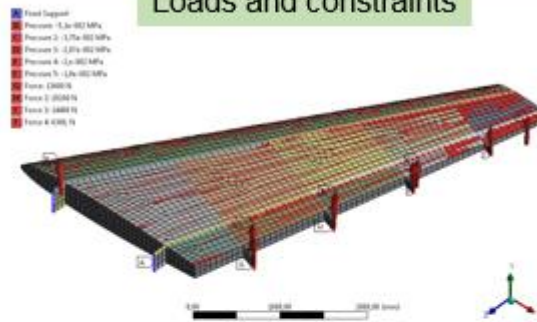


Structural Analysis & FEM

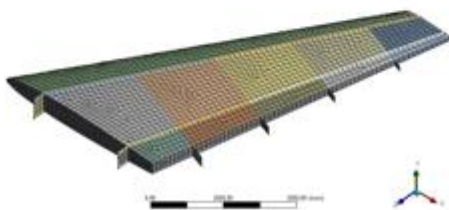
Geometric model



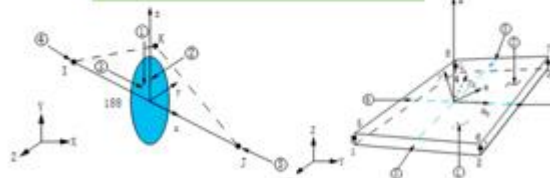
Loads and constraints



Finite-element model



Finite elements



BEAM188
Spar caps,
stringer

SHELL181
skin, ribs, spar
webs



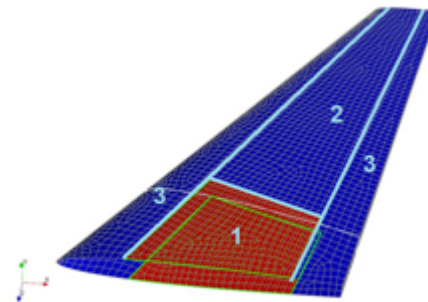
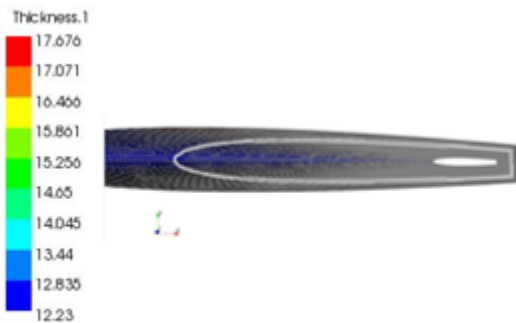
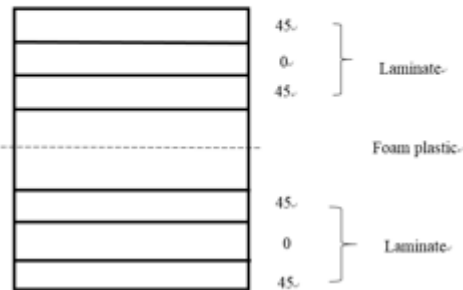
Modelling Sandwich Panel

Modelling groups structure:

1st [(45)₂/ (0)₂/ (45)₂/ f15/ (45)₂/ (0)₂/ (45)₂]

2nd [(45)₂/ (0)/ (45)₂/ f10/ (45)₂/ (0)/ (45)₂]

3rd [(45)₂/ (0)/ (45)₂/ f10/ (45)₂/ (0)/ (45)₂]

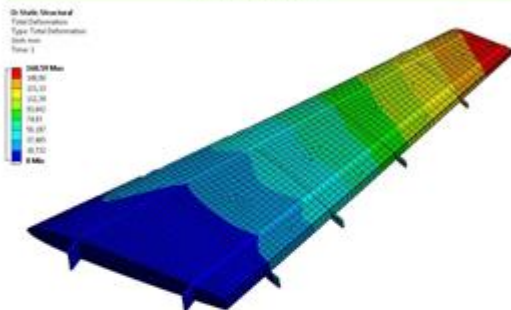


S.A. Pavlova "Designing Aircraft Stabilizer"

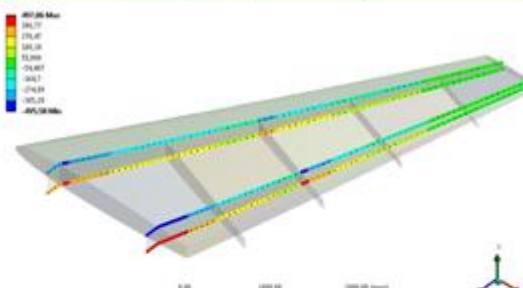


Strength Analysis for Composite Version

Strain state



Stress in spar caps



Stress in spar webs and ribs



S.A. Pavlova "Designing Aircraft"

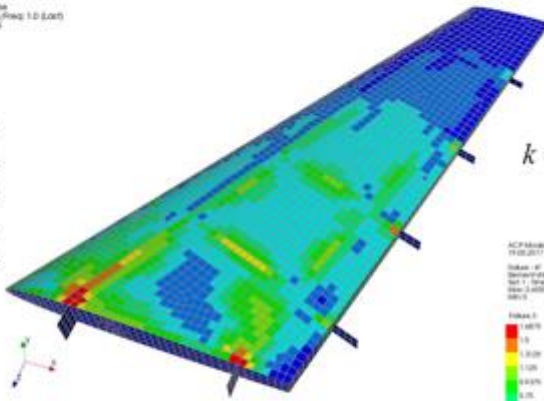




Strength Analysis of Composite Skin

ACP160001
19.05.2017 12:06
Failure - #1
Element 1616
Set 1 - Stress/Strain 1.0 (Load)
Max: 2.0055
Min: 0

Factor 2
1.6875
1.5
1.3125
1.125
0.9375
0.75
0.5625
0.375
0.1875
0

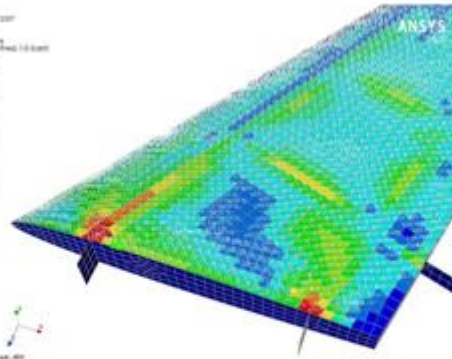


Maximum stress criterion

$$k = \max \left(\left| \frac{\sigma_{11}}{\sigma_{11c}} \right|, \left| \frac{\sigma_{22}}{\sigma_{22c}} \right|, \left| \frac{\sigma_{33}}{\sigma_{33c}} \right|, \left| \frac{\tau_{12}}{\tau_{12c}} \right|, \left| \frac{\tau_{13}}{\tau_{13c}} \right|, \left| \frac{\tau_{23}}{\tau_{23c}} \right| \right) \leq 1$$

ACP160001
19.05.2017 12:07
Failure - #1
Element 1616
Set 1 - Stress/Strain 1.0 (Load)
Max: 1.0055
Min: 0

Factor 2
1.6875
1.5
1.3125
1.125
0.9375
0.75
0.5625
0.375
0.1875
0



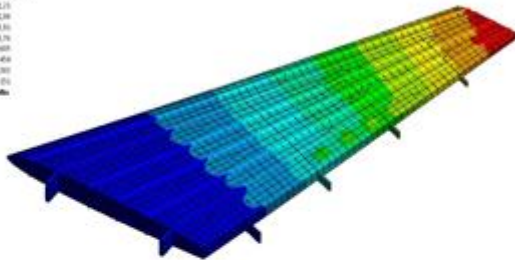
S.A. Pavlova "Designing Aircraft Stabilizer"



Conclusion

Metal stabilizer

100.00 Max
95.125
90.25
85.375
80.5
75.625
70.75
65.875
61
56.125
51.25
46.375
41.5
36.625
31.75
26.875
22
17.125
12.25
7.375
2.5
0

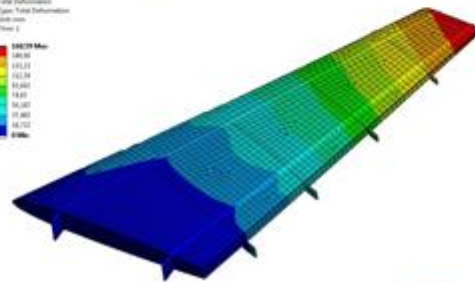


Total weight: 336 kg

Composite stabilizer

100.00 Max
95.125
90.25
85.375
80.5
75.625
70.75
65.875
61
56.125
51.25
46.375
41.5
36.625
31.75
26.875
22
17.125
12.25
7.375
2.5
0

Factor 2
1.6875
1.5
1.3125
1.125
0.9375
0.75
0.5625
0.375
0.1875
0



Total weight: 290 kg

-40kg
-12% of mass

S.A. Pavlova "Designing Aircraft Stabilizer"

