



Ссылка на статью:

// Ученые записки УлГУ. Сер. Математика и информационные технологии. УлГУ. Электрон. журн. 2020, № 1, с. 47-53.

Поступила: 25.05.2020

Окончательный вариант: 03.06.2020

© УлГУ

УДК 533.695.9

## Разработка и инженерный анализ в сфере использования для самолетов дополнительных топливных баков из высокопрочной синтетической ткани

Евсеев А.Н. \*, Суходеев А.А.

\* [evseev.evan@yandex.ru](mailto:evseev.evan@yandex.ru)

УлГУ, Ульяновск, Россия

---

Предложен и исследован новый метод использования высокопрочных синтетических материалов в конструкциях дополнительных топливных баков. Использование дополнительных топливных баков, расположенных внутри фюзеляжа самолета, повышает аэродинамические свойства планера самолета, увеличивает полезную нагрузку и дальность полета.

Описан алгоритм конструирования баков транспортных самолетов семейства ТУ в компьютерной интегрированной системе Siemens NX, выполнен инженерный расчет в ANSYS Workbench. Приведен сравнительный анализ деформаций дополнительных топливных баков из высокопрочной синтетической ткани и алюминия. Построены диаграммы и графики. Отмечены достоинства и недостатки

**Ключевые слова** : дополнительные топливные баки, высокопрочные синтетические ткани, летательные аппараты, инженерный анализ.

---

### Введение

Одним из важных силовых агрегатов летательных аппаратов являются баки, предназначенные для хранения жидких компонентов топлива в течении определённого времени: от нескольких часов с момента предполётной заправки до нескольких лет, при эксплуатации изделий в заправленном (актуализированном) состоянии.

Форма основных баков изделия зависит от аэродинамики и компоновочной схемы конструкции, а вспомогательных баков - только от удобства компоновки. Поэтому основ-

ные баки обычно выполняются цилиндрическими, а вспомогательные - шаровыми, торовыми и других форм.[1]

Нагрузки на стенки несущих баков в основном связаны с осевым сжатием под действием нагрузки вышерасположенных отсеков изделия и сил лобового сопротивления с действующими перегрузками, а также с гидростатическим давлением столба жидкости в баке, её гидравлической неуравновешенностью и возможным действием давления наддува. Обычно этим целям хорошо удовлетворяют алюминиевые сплавы АМгб (предел прочности 320-400 МПа), а также стали средней прочности типа 12Х18Н10Т (550 Мпа). Для обеспечения жёсткости конструкции стенки баков профилированы или имеют силовой набор.

Материал баков должен быть химически стоек к компонентам, в число которых входят активные высококипящий окислитель (например азотный тетраоксид, перекись водорода, азотная кислота) и горючее (например гидразин, керосин, спирт).

В настоящее время получили широкое применение мягкие баки [1]. Они проще в эксплуатации, более долговечны, имеют меньший вес. Выполняются мягкие баки из специальной резины или капрона. Тонкие резиновые баки выклеиваются на болванках из ткани одного или двух слоев резины из синтетического полисульфидного (тиоколового) каучука. В такие баки клеивают резино-металлическую арматуру: фланцы для датчиков топлива, заправочные горловины, соединительные патрубки, гнезда замков крепления. Основное преимущество мягких топливных баков заключается в том, что при большой емкости и сравнительно небольшой массе их можно расположить на самолете в местах с самым неудобным контуром и вставлять их туда через отверстия небольшого размера, вследствие чего меньше ослабляют конструкцию. Мягкие баки, кроме того, обладают хорошими теплоизолирующими свойствами, не подвержены вибрации и уменьшают вибрации крыла, отсеков.

Основными недостатками мягких топливных баков являются большая опасность пожара и взрыва из-за утечки топлива в объемы конструкции самолета при проявлении негерметичности бака и трудность обнаружения места течи. Кроме того, мягкие баки имеют ограниченный срок службы эксплуатации из-за старения резины. При выработке ресурса или дефектах конструкции имеется опасность образования складок и потери герметичности.

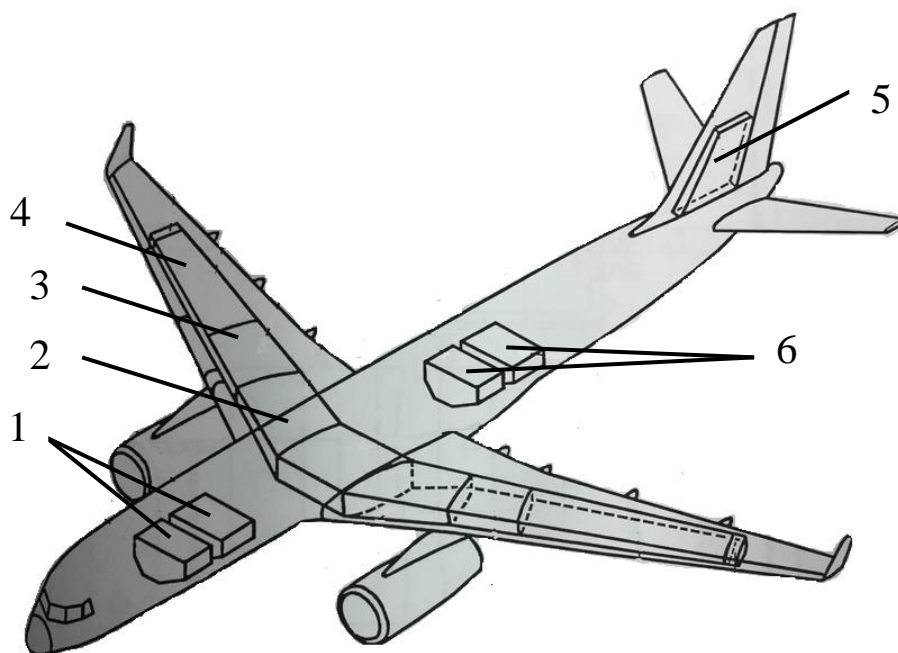
Мягкие баки ограничены по температурным условиям применения. При проектировании систем с мягкими топливными баками для сверхзвуковых самолетов особое внимание следует уделять герметичности топливных отсеков. При размещении топливных баков в горящих зонах, например в зоне двигательного отсека, а так же с длительным действием больших температур мягкие топливные баки не применяются.

Но все это время наука развивается, появляются новые материалы, новые технологии, которые позволяют сделать большой шаг вперед в развитие самолето-вертолетостроения.

Эти дополнительные топливные баки (ДТБ) и системы могут быть воплощены в различных конфигурациях, например, с баками, установленными под крыльями снаружи ле-

тательного аппарата, или с баками внутри фюзеляжа. Эти ДТБ и системы могут быть сконфигурированы, чтобы непосредственно подавать топливо в двигатели или перекачивать топливо в другие баки и оттуда питать летательные двигатели или использоваться для управления центром тяжести летательного аппарата, или даже чтобы перекачивать топливо на другой летательный аппарат в полете или на другие транспортные средства на земле.

На рис.1 представлена схема летательного аппарата с передней и задней системами фюзеляжных топливных баков в соответствии с одним из предпочтительных вариантов осуществления их размещения.



**Рис.1.** Схема летательного аппарата с передней и задней системами расположения фюзеляжных топливных баков:

1 - дополнительные топливные баки в передней части самолета; 2 - центральные баки; 3 - топливный бак во внутреннем крыльевом отсеке; 4 - баки во внешнем крыльевом отсеке; 5 - центровочный топливный бак; 6 - дополнительные топливные баки в хвостовой части фюзеляжа.

Традиционно фюзеляж летательного аппарата снабжен передним и задним грузовыми отделениями, где возможно установить дополнительные топливные баки, доступ к которым обеспечен через одну или более дверей грузового отделения. В пределах этих переднего и заднего грузовых отделений расположены передние системы топливных баков и задние системы топливных баков, каждая имеет некоторое количество отдельных баков.

Установка дополнительных баков преимущественно будут давать некоторое количество эффектов. Например, демпфирующий воздух незаполненной части объема может

применяться в одном или более модулей топливного бака, чтобы соответствовать требованиям к нагрузке без обязательного использования традиционных предохранительных компонентов избыточного давления. Кроме того, дополнительные топливные баки дают возможность преодолеть самолету определенную дальность полета без дозаправок.

В дополнение, демпфирующий воздух незаполненной части объема может применяться в одном или более модулей бака для топлива или любого вида жидкости (воды, сточных отходов, и тому подобного), чтобы соответствовать требованиям к любому типу продольной, поперечной или вертикальной нагрузкам на летательном аппарате без необходимого использования традиционных предохранительных компонентов избыточного давления.

В данной статье описывается этап разработки методики создания мастер геометрии ДТБ самолета транспортной категории с помощью компьютерной интегрированной системы Siemens NX и инженерный анализ полученной конструкции в ANSYS Workbench.

## **1. Разработка теоретического чертежа и мастер-геометрии дополнительных топливных баков**

Рассмотрим один из этапов создания компьютерного проекта ДТБ, а именно разработку и создание мастер-геометрии с помощью компьютерной интегрированной системы Siemens NX.

Мастер-геометрия ДТБ является составной частью мастер - геометрии самолета и разрабатывается в системе всего летательного аппарата. После получения основных геометрических характеристик ДТБ и данных о её основных узлах следует этап разработки теоретического чертежа и мастер-геометрии.

Процессы разработки мастер-геометрии и теоретического чертежа ДТБ идут практически параллельно, что вызвано необходимостью увязки элементов силового набора.

Теоретический чертеж ДТБ включает в себя:

- информацию о том, как формируется теоретическая поверхность,
- габаритные и основные размеры,
- информацию о конструктивно-силовой схеме,
- информацию об установке исходных сечений (для линейчатых поверхностей), по которым будет происходить формообразование поверхностей,
- таблицы значений с параметрами исходных сечений и параметрами линий носителей образующих,
- таблицы с узловыми точками,
- привязку системы координат ДТБ к системе координат самолета и других агрегатов.

Рассмотрим процесс создания мастер-геометрии ДТБ, который условно можно разделить на следующие этапы:

1 этап - разработка математической модели ДТБ;

2 этап - разработка теоретических чертежей ДТБ;

3 этап - создание моделей поверхности ДТБ и объединение их модель поверхности самолета;

4 этап - создание каркаса (нанесение следов базовых поверхностей конструктивно-силового набора (КСН) в объеме теоретического чертежа (ТЧ) и конструктивно-силовой схемы (КСС)).

Компьютерная интегрированная система Siemens NX позволяет осуществлять двух- и трехмерное конструирование и моделирование самолетных конструкций, их анализ и обеспечение технологической подготовки производства.

Моделирование объектов в Siemens NX проводят от наружной поверхности внутрь, поэтому под моделью поверхности подразумевают аналитическую модель теоретического обвода. Эту модель описывают в виде конечного набора поверхностей. Поэтому первым шагом на втором этапе станет создание набора кривых для последующего построения по ним соответствующих поверхностей.

Для создания мастер-геометрии ДТБ необходимо построить наборы кривых, которые задают формы теоретического обвода и поперечных сечений.

Пространственное положение образующих кривых задается двумя проекциями, которые строят методом комбинированного проецирования.

## **2. Инженерный анализ конструкции дополнительных топливных баков в ANSYS Workbench**

Используя полученную модель и нагрузки, которые испытывает самолет в процессе полета проведем инженерный анализ конструкции в ANSYS Workbench. При этом из NX Siemens PLM Software производится импорт CAD-модели в ANSYS Workbench. [2,3]

Для определения напряжений и деформаций действующих на ДТБ при полете самолета нужно было смоделировать давление на стенки бака топливом. Заданы следующие настройки сеточного генератора и генератора пристеночных слоев.

Конечно-элементная (сеточная, КЭ) модели ДТБ. Модуль «Mechanical». Минимальный размер конечного элемента составляет 0,20 мм., максимальный 40 мм. Построенная сетка состоит из 19741 элементов.

Задаем граничные условия на воздух. Задаем Домен со следующими настройками (Модель турбулентности - SST, без учета гравитации).

Следующий этап, будет задание граничных условий в модуле. Параметры воздуха. Материал AirIdealGas с температурой 25С. Атмосферное давление 1 atm., давление топлива на стенки дополнительного топливного бака 8000 Па, плотность керосина 800 кг/м<sup>3</sup>. В модуле FLUENT(CFD-Post) необходимо было узнать давления на ДТБ, при взаимодействия с топливом при заданных параметрах.

Проведем сравнение на прочность ДТБ самолета из высокопрочной синтетической ткани и алюминия.

Для построения сравнительных моделей вEngineeringData задаются свойства материалов алюминия (АМг6) и высокопрочной синтетической ткани на примере сверхпрочной полиэфирной ткани баллистического плетения с двухсторонней полиуретановой пропиткой (TPU).[4,5].

Сетка конечных элементов имеет следующие значения. Минимальный размер конечного элемента составляет 0,100 мм., максимальный 20,14 мм. Построенная сетка состоит из 9856 элементов.

Производим импорт давления из FLUENT(CFD-Post) на геометрию дополнительного топливного бака.

В результате расчета в ANSYS Workbenchполучаем деформации дополнительных топливных баков из высокопрочной синтетической ткани и алюминия (Рис.2) и для наглядности строим диаграммы деформаций (Рис.3).

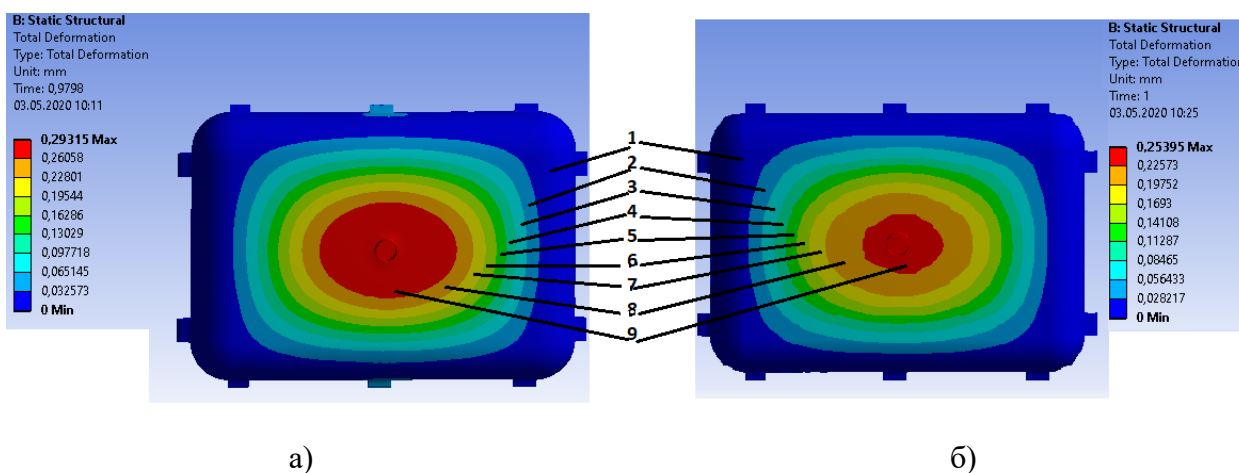


Рис.2. Результаты деформации дополнительных топливных баков из различных материалов: а) деформация из высокопрочной синтетическойткани; б) из алюминия.

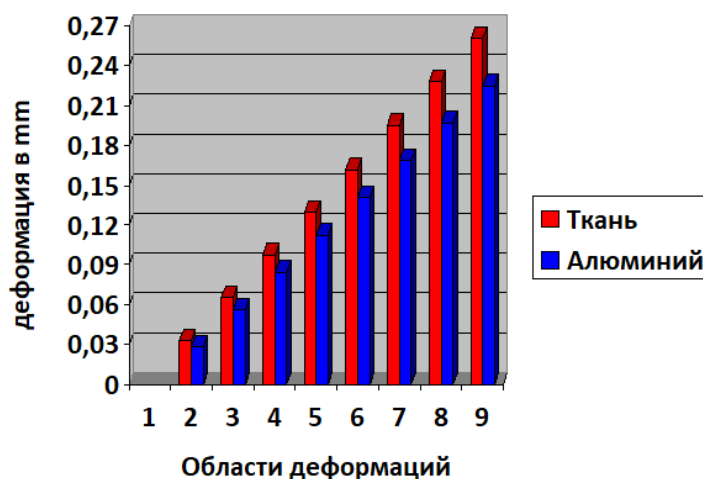


Рис.3. Диаграмма деформаций дополнительных топливных баков из высокопрочной синтетической ткани и алюминия

## Заключение

Из анализа полученных результатов видно, что максимальная деформация на ДТБ из синтетической ткани равна 0,26058 мм, а из алюминия 0,22573 мм. Максимальные напряжения для ткани 0,32701 МПа, а для алюминия 0,26737 МПа.

Из этого следует, чтобы разрушить конструкцию из алюминия, нужно приложить нагрузку в 374,01 в раз больше (предел прочности для алюминия 100 мПа, а значит запас прочности равен  $100/0,26737=374,01$ ) [3].

Для ткани предел прочности равен  $85/0,32701=458,7$  (предел прочности синтетической ткани 130-150мПа), чтобы разрушить конструкцию из высокопрочной, нужно приложить нагрузку в 458,7 раз больше [3].

Из рис.3 видно, что баки из ткани практически не уступают по значениям деформаций бакам из алюминиевого сплава, и лишь на 11% деформации у ткани больше.

Кроме того, дополнительные топливные баки самолета из высокопрочных синтетических материалов имеют ряд дополнительных преимуществ:

1. Снижение массы баков на 60 - 80 %;
2. Повышение аэродинамических свойств самолета, коррозионной стойкости, живучести, ремонтпригодности и т. п.;
3. Существенное уменьшение количества деталей и соответственно, трудоемкости сборочных работ;
4. Увеличение полезной нагрузки (дальности полета) или экономию топлива.

В качестве недостатков можно отметить высокая стоимость, анизотропию свойств, температурные ограничения и повышенную наукоёмкость производства (необходимость специального оборудования, нетрадиционного сырья и т.д.)

## Список литературы

1. Лещинер Л.Б., Ульянов И.Е. *Проектирование топливных систем самолетов*. М.: Наука, 1975.
2. Бруйка В.А., Фокин В.Г., Солдусова Е.А., Глазунова Н.А., Адеянов И.Е. *Инженерный анализ в ANSYS Workbench: учеб. пособ.* Самара: Самар. гос. техн. ун-т, 2010.
3. Басов, К.А. *ANSYS справочник пользователя*. М.: ДМК Пресс, 2005.
4. Тимошенко, С.П. *Устойчивость стержней, пластин и оболочек*. М.: Наука, 1971.  
Феодосьев, В.И. *Сопротивление материалов: учебник для вузов*. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2001.