

УДК 629.735

А. Г. Гребеников, д-р техн. наук,  
А. М. Гуменный, канд. техн. наук,  
Е. Т. Василевский, канд. техн. наук, С. В. Журавель

## **Метод интегрированного проектирования и параметрического моделирования крыла пассажирского самолета**

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»,  
Государственное Предприятие «АНТОНОВ»*

Разработан метод интегрированного проектирования и параметрического моделирования крыла пассажирского самолета с помощью систем CAD/CAM/CAE/PLM. Проведено краткое описание данного метода, описан процесс определения объема кессон-бака и определены характеристики общего напряженно-деформируемого состояния крыла.

**Ключевые слова:** крыло, метод интегрированного проектирования, параметрическое моделирование, пассажирский самолет.

К крылу современного пассажирского дозвукового самолета предъявляются требования, которые определяют особенности его конструкции по сравнению с крыльями самолетов предыдущих поколений:

- ресурс, который должен достигать не ниже 80 000 часов полета;
- высокий коэффициент весовой отдачи конструкции;
- размещение взлетно-посадочной механизации по всему размаху крыла;
- эффективное использование всего внутреннего объема крыла;
- повышенные характеристики безопасности и надежности крыла.

При проектировании крыла без применения компьютерных систем CAD/CAM/CAE/PLM изменение конструктивно-технологических вариантов конструкции приводит к значительным трудозатратам, связанных с проработкой нового варианта.

Для обеспечения качества современной авиационной техники и уменьшения времени на её создание, на авиационных предприятиях стали широко применяться в процессе проектирования компьютерные интегрированные системы CAD/CAM/CAE/PLM [1].

В процессе интегрированного проектирования и параметрического моделирования агрегатов планера самолета с учетом требований технического задания и норм летной годности выбираются рациональные конструктивно-технологические решения, обеспечивающие удовлетворение конструкции разрабатываемой концепции создания самолета.

При проектировании нового самолета [2] (рис. 2) необходимо выполнять общее проектирование и проектирование его агрегатов.

Целью данной статьи является разработка метода интегрированного проектирования и параметрического моделирования крыла пассажирского самолета, совокупность операций которого представлена на рис. 1.

При разработке и проектировании нового крыла, необходимо, провести сбор статистических данных (табл.1), а также, провести анализ конструктивно-технологических особенностей крыльев современных пассажирских самолетов (рис. 3-6).

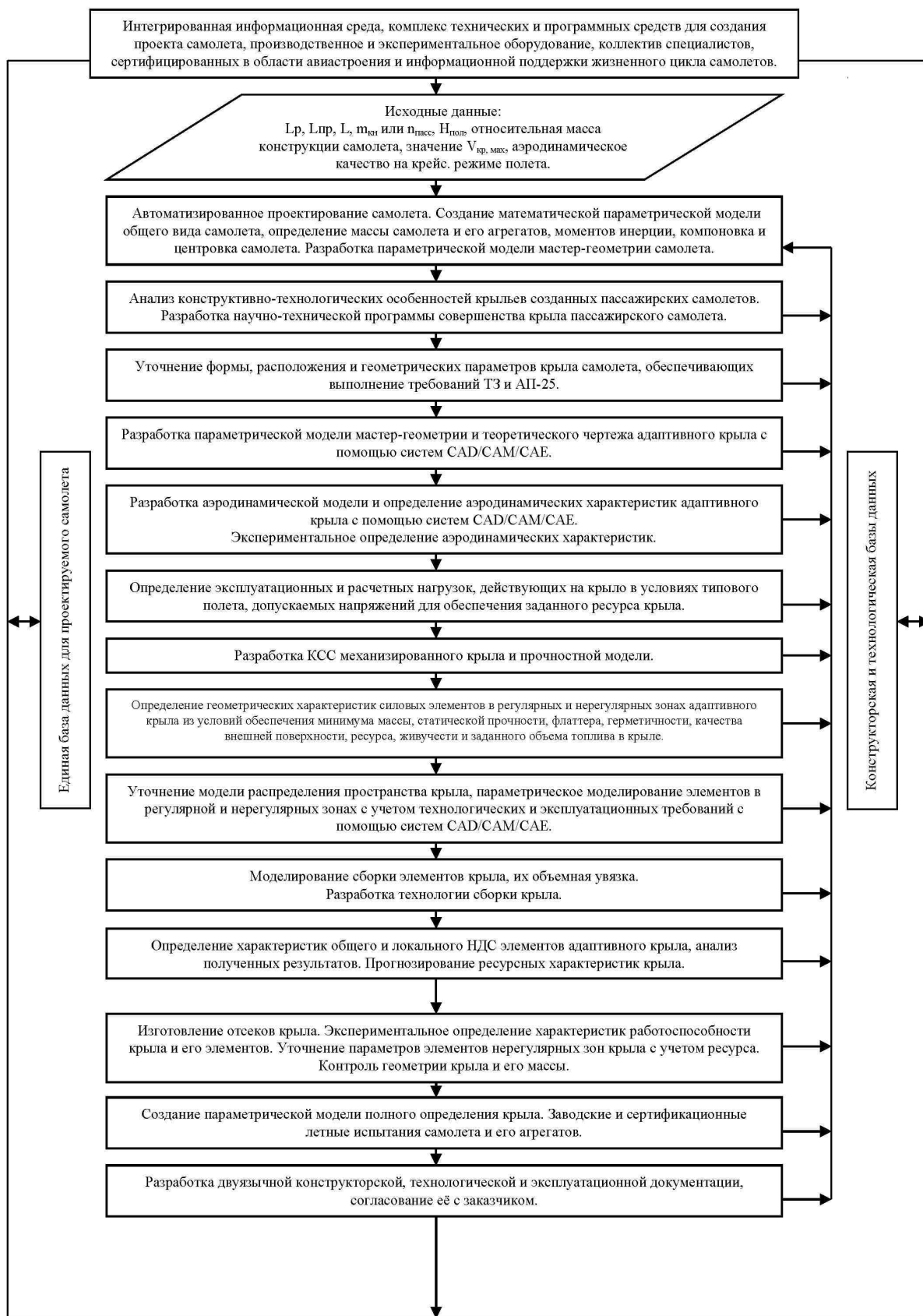


Рис. 1. Метод интегрированного проектирования и параметрического моделирования крыла пассажирского самолета



Рис. 2. Мастер-геометрия пассажирского самолета

Таблица 1

Статистические данные геометрических параметров крыльев  
пассажирских самолетов

Название самолета	Геометрические параметры крыльев						Удельная нагрузка на крыло
	$S, \text{ м}^2$	$L_{кр}, \text{ м}$	$X_{пк}^0$	$\lambda$	$\overline{c_{cp}}$	$\eta$	$p=m_0g/10S, \text{ даН/м}^2$
Ан-158	87,32	28,91	27	9,57	0,13	4,05	425
Boeing 737-700	125	34,3	25	9,41	0,13	3,5	534
Ан-140-100	51,00	25,505	2	12,755	0,12	2,12	414
A320-230	122,6	34,09	27	9,48	0,13	3	616
ERJ-195	92,5	28,72	22	8,92	0,14	3	540
Ан-74ТК-200	98,62	31,89	18,5	10,31	0,14	2,96	363
CS 300	112,3	35,1	29	10,97	0,135	2,53	570

Анализируя статистические данные самолетов-аналогов проводится выбор рациональных параметров крыла для проектируемого самолета, прорабатываются различные конструктивно-технологические решения, а затем уточняются исходя из условия обеспечения минимальной массы, заданных летных характеристик, аэродинамического качества и ресурса крыла [2].

Определение основных параметров и характеристик крыла следует проводить совместно с параметрическими расчетами других частей самолета. Схема метода интегрированного проектирования и параметрического моделирования крыла пассажирского самолета представлена на рис. 1.

Исходными данными при проектировании крыла являются данные, содержащиеся в техническом задании (ТЗ) на самолет: величина расчетной дальности полета самолета  $L_p$ , масса полезной (коммерческой) нагрузки  $m_{кн}$ , высота полета  $H$ , аэродинамическое качество на крейсерском режиме полета, значение (крейсерской или максимальной) скорости  $V$  полета, относительная масса конструкции крыла  $\overline{m_{кр}}$ , ресурс самолета.

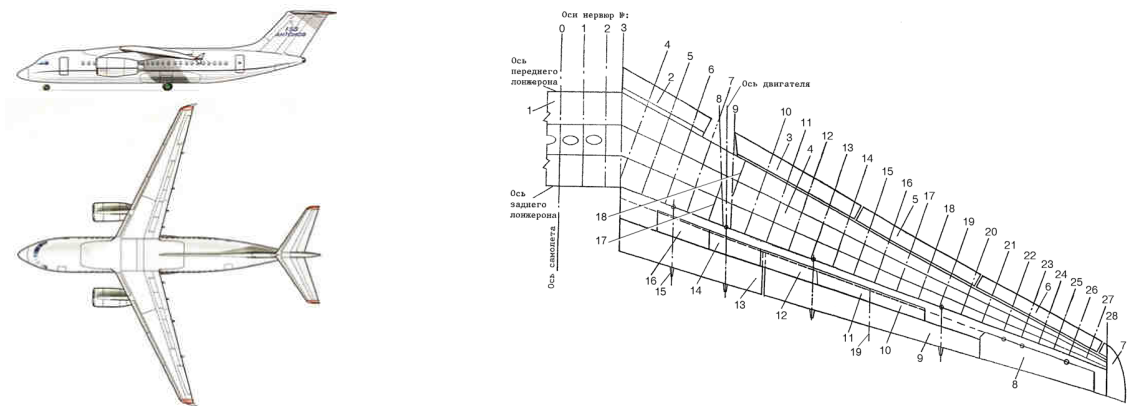


Рис. 3. Конструктивно-силовая схема крыла Ан-158

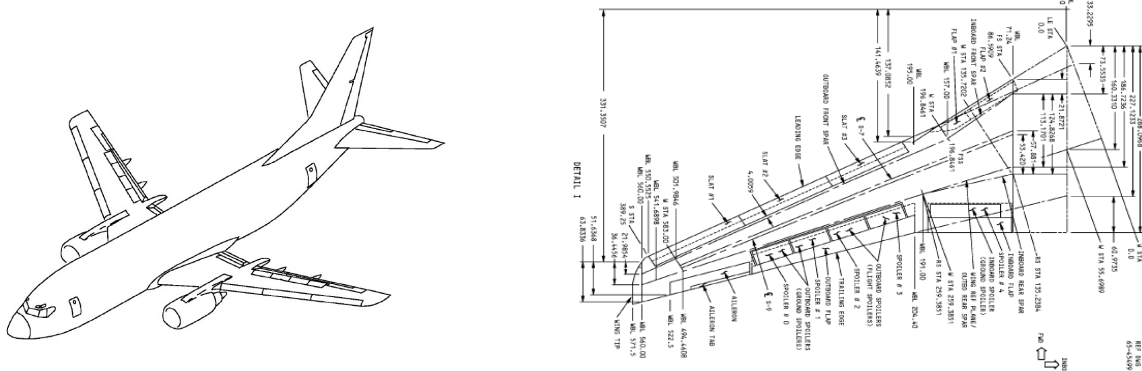


Рис. 4. Конструктивно-силовая схема крыла Boeing 737-700

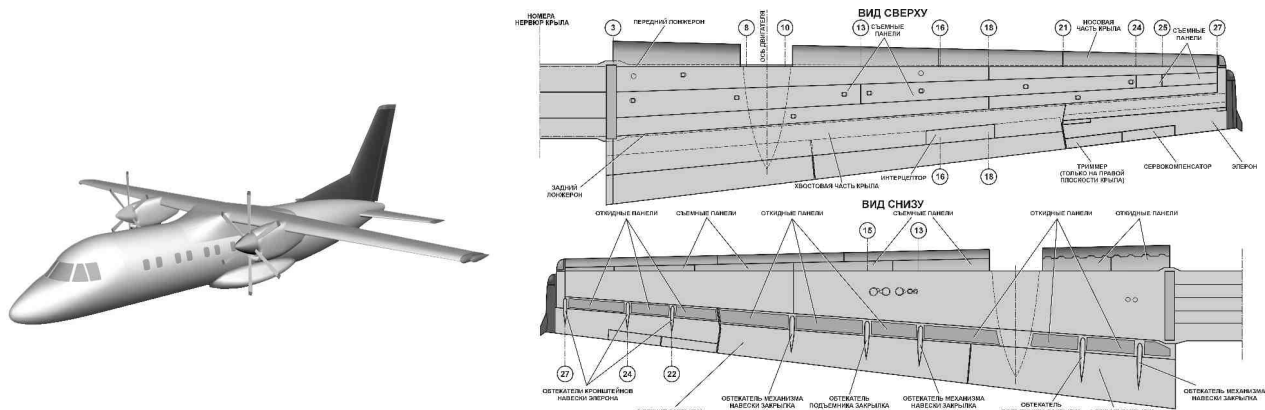


Рис. 5. Конструктивно-силовая схема крыла Ан-140-100

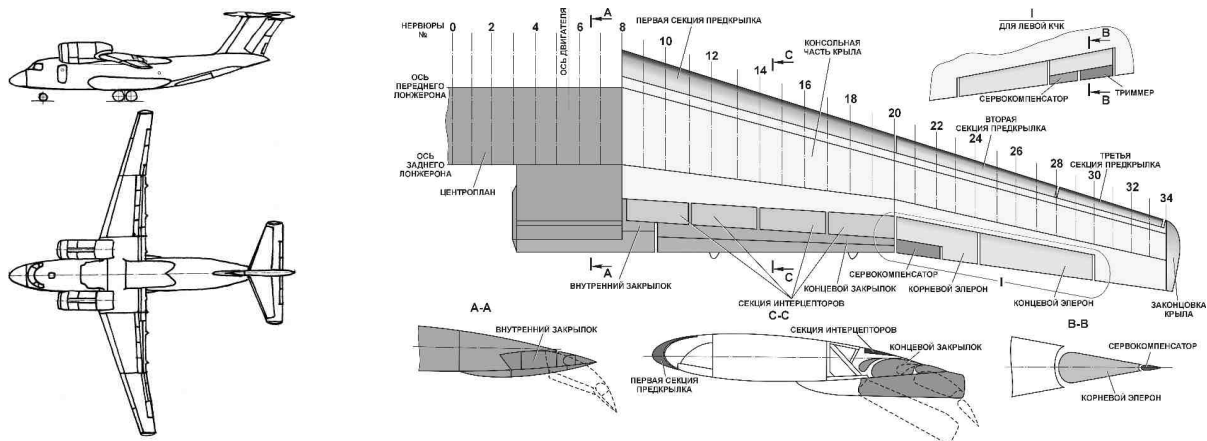


Рис. 6. Конструктивно-силовая схема крыла Ан-74TK-200

Кроме общих требований для всего самолета к крылу предъявляются требования обеспечения возможно лучшего аэродинамического качества  $K$ . Кроме этого, нужно обеспечить необходимый объем топлива в баках-кессонах для заданной дальности полета самолета.

В соответствии с исходными данными выбирается схема самолета, определяется минимальная взлетная масса самолета, оптимизируются основные параметры самолета, разрабатывается чертеж общего вида самолета [2]. Чертеж общего вида самолета представлен на рис. 7.

Разрабатывается аэродинамическая, объемно-массовая и конструктивно-силовая компоновки самолета, проводится определение аэродинамических характеристик крыла, отдельных частей и самолета в целом, а также расчет центровки самолета [2].

Крыло в собранном виде состоит из трех частей: центральной части и двух консолей (рис. 8).

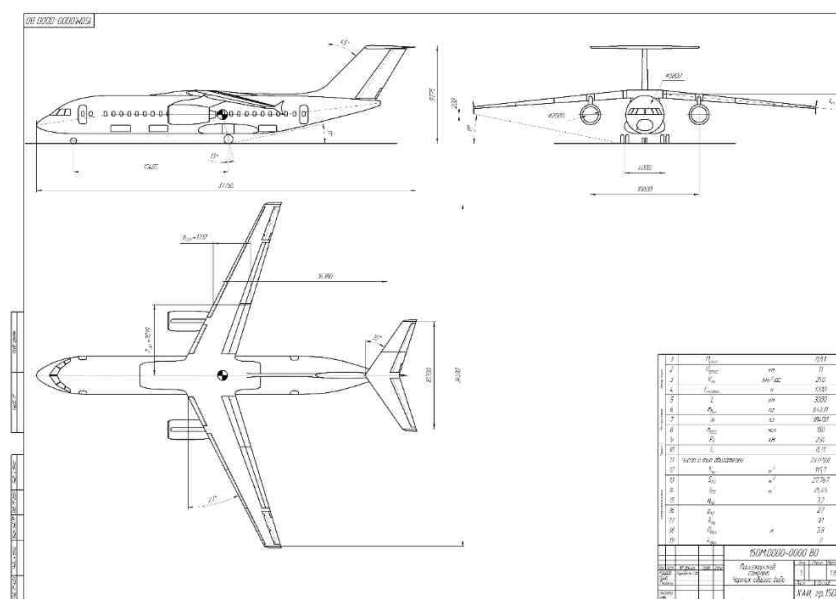


Рис. 7. Чертеж общего вида самолета

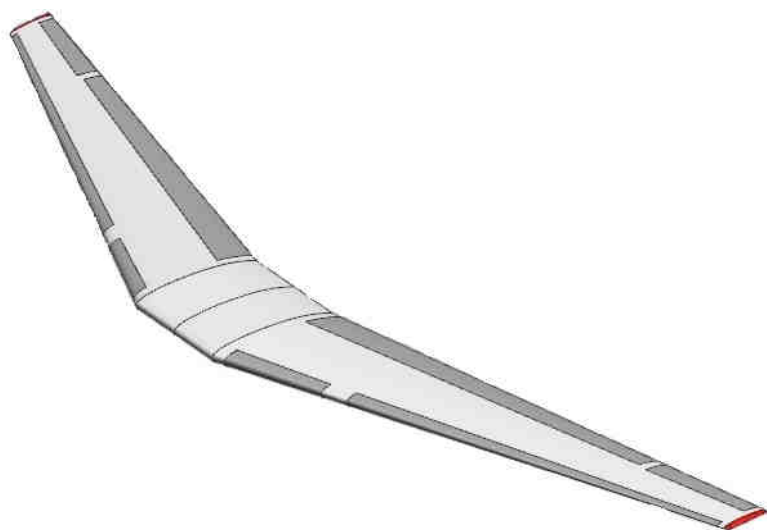


Рис. 8. Мастер-геометрия крыла

При создании мастер-геометрии разрабатывается совместно и аэродинамическая модель. Для крыла это: удлинение  $\lambda$ , угол стреловидности  $\chi$ , сужение  $\eta$ , относительные толщины профилей у корня и на конце крыла  $\bar{c}$ , угол поперечного  $V$ , характеристики геометрической и аэродинамической крутки и выбор механизации. Также, при создании аэродинамической компоновки, необходимо, чтобы геометрия не вызывала необходимости технологических стыков по размаху крыла (снижение массы конструкции): крыло должно иметь плавное изменение внешних обводов.

Крыло современного пассажирского самолета, кроме выполнения своей основной функции, является также емкостью для размещения топлива. Практически весь запас топлива современного самолета размещается в крыле.

Требования, связанные с надежным функционированием топливной системы: минимальное количество вырезов в панелях крыла, особенно на нижней поверхности крыла, расположение вырезов вдоль одной линии по размаху крыла (легче обеспечить необходимое усиление мест вырезов и более плавное течение силового потока), наиболее далекое расположение вырезов от мест поперечных стыков для обеспечения наиболее равномерного их нагружения [3, стр. 256 - 315].

Очень важной геометрической характеристикой крыла является его объем, который может быть использован для размещения топлива. С помощью метода интегрированного проектирования и компьютерного моделирования крыла в системе Siemens NX можно определить объем кессон-баков, которые занимает топливо (рис. 9). Для этого, на основе разработанной и смоделированной мастер-геометрии крыла разрабатывается модель распределения пространства, затем формируется твердотельная модель кессон-бака. При помощи команды *Measure Bodies* определяется объем бака.

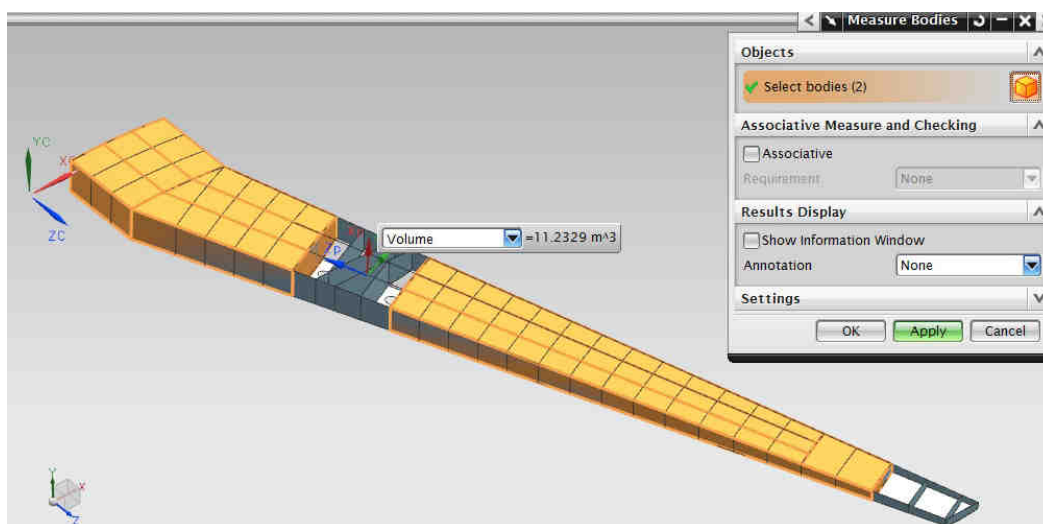


Рис. 9. Определение объема топлива в кессон-баке

Следующим этапом является определение нагрузок, действующих на крыло в различных расчетных случаях для обеспечения статической прочности, а также задание типового полета (цикла ЗВЗ) для определения допустимых напряжений, чтобы обеспечить заданный ресурс (80 000 тыс. летных часов). Проводится построение эпюр нагрузок, действующих на крыло (рис. 10), рассматриваются возможные варианты разгрузки крыла [4].

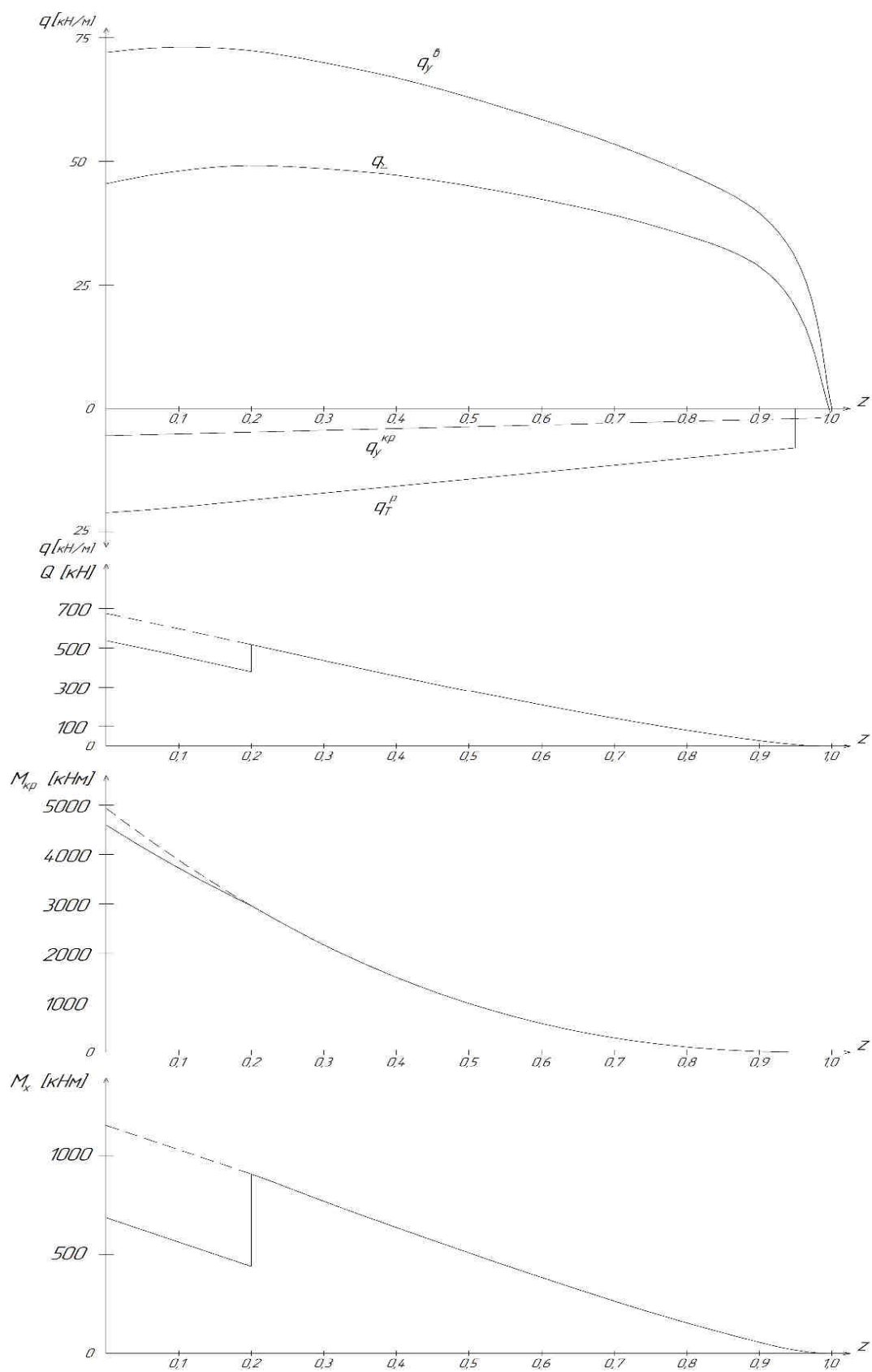


Рис. 10. Эпюры действующих нагрузок на крыло пассажирского самолета

Проводится определение допускаемых напряжений из условия обеспечения статической прочности конструкции. По напряжениям цикла определяем характеристики усталостной долговечности элемента конструкции, определенного в первом приближении по допускаемым напряжениям исходя из условий статической прочности. Если результаты расчета удовлетворяют требуемым значениям параметров ресурса, заданным в ТТТ на самолет, уточнение допускаемых напряжений по условиям усталостной долговечности не проводится. Если же результаты расчета не удовлетворяют требованиям ТТТ по ресурсу, проводится снижение допускаемых напряжений, обеспечивающее достижение требуемых характеристик ресурса [5].

Разрабатываются прочностные и расчетные модели крыла на основе созданной (КСС) конструктивно-силовой схемы (рис. 11). Созданная расчетная модель представляет собой конструкцию как систему взаимосвязанных элементов, учитывающую взаимодействие их под действием заданных нагрузок [6, 7, 8].

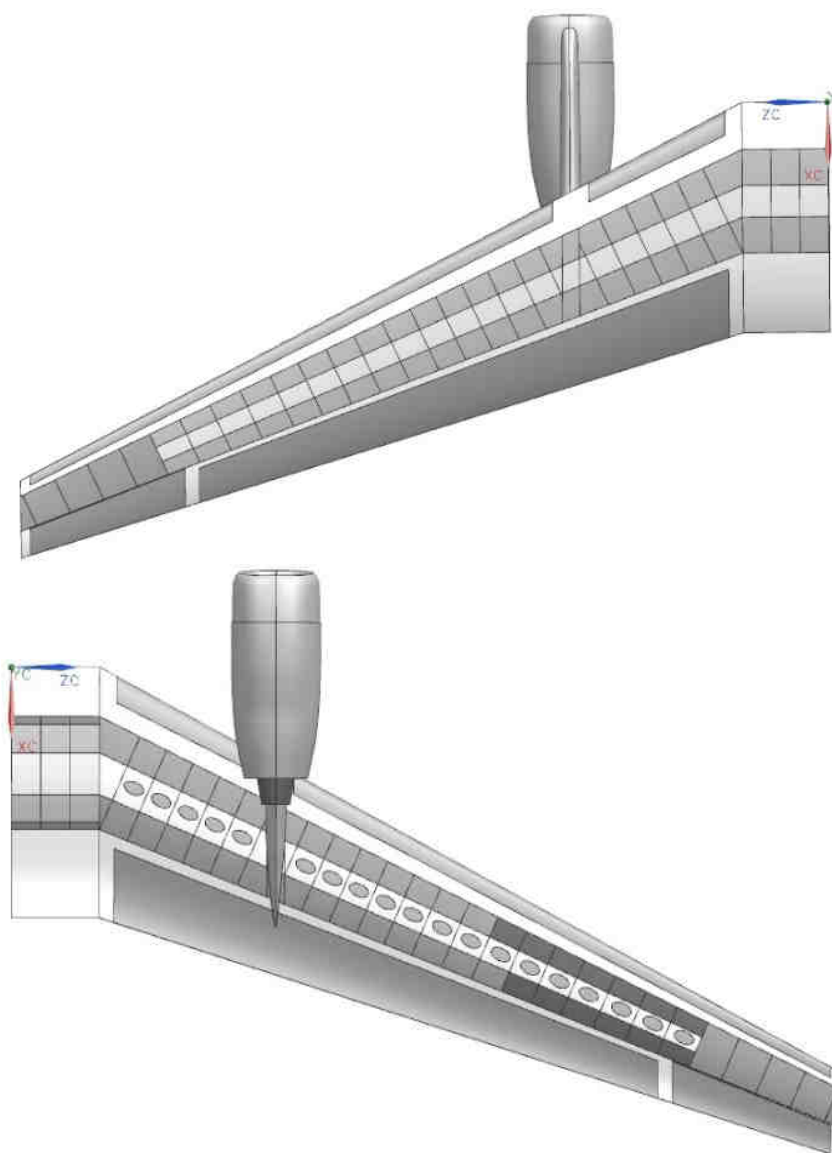


Рис. 11. Конструктивно-силовая схема крыла (вид сверху и снизу) пассажирского самолета



На этапе разработки КСС выполняют выбор параметров элементов конструкции крыла – геометрических характеристик, характеристик материалов, из которых будет выполняться тот или иной элемент, его конструктивные особенности.

Выбор расстояния между нервюрами делается с учетом необходимости размещения люков-лазов – для проведения внутри крыла работ по сборке, монтажу, герметизации, а также для обеспечения возможности обслуживания крыла во время эксплуатации.

Проектирование крыла на большой ресурс вызывает увеличение веса конструкции, поскольку для обеспечения ресурса требуется некоторое снижение расчетного напряжения в регулярных зонах силового набора крыла. Чтобы создать как можно более легкую по массе конструкцию, необходимо, устранять как можно большое количество стыков и разъемов.

На основе полученных характеристик силовых элементов крыла в регулярной зоне [9], проводится расчет общего НДС крыла путем моделирования с помощью компьютерной системы ANSYS [10]. Для этого создается модель распределения пространства крыла (рис. 11) и проводится упрощение к расчетной модели (рис. 12). Пояса лонжеронов, нервюр и стрингеров заменяются балочными элементами.

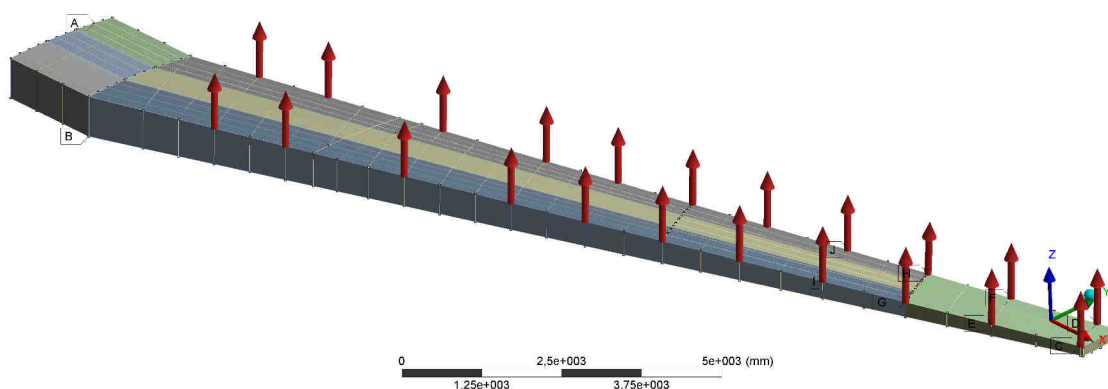


Рис. 12. Упрощенная модель крыла для последующего расчета общего НДС

Задается форма и площадь поперечного сечения балочных элементов, а также толщина стенок и обшивки, также задаются ограничения и внешние нагрузки, действующие в расчетном случае. Проводится расчет общего НДС крыла и анализ полученных результатов (рис. 13-14).

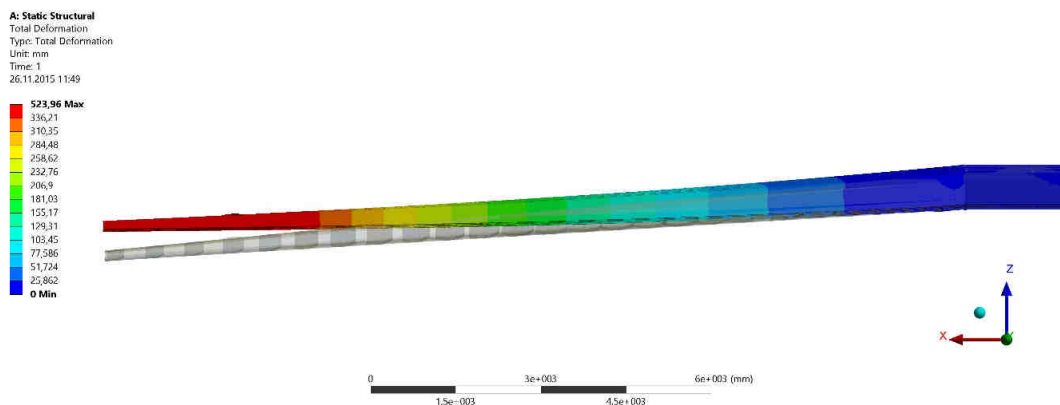


Рис. 13. Общие деформации силовой части крыла

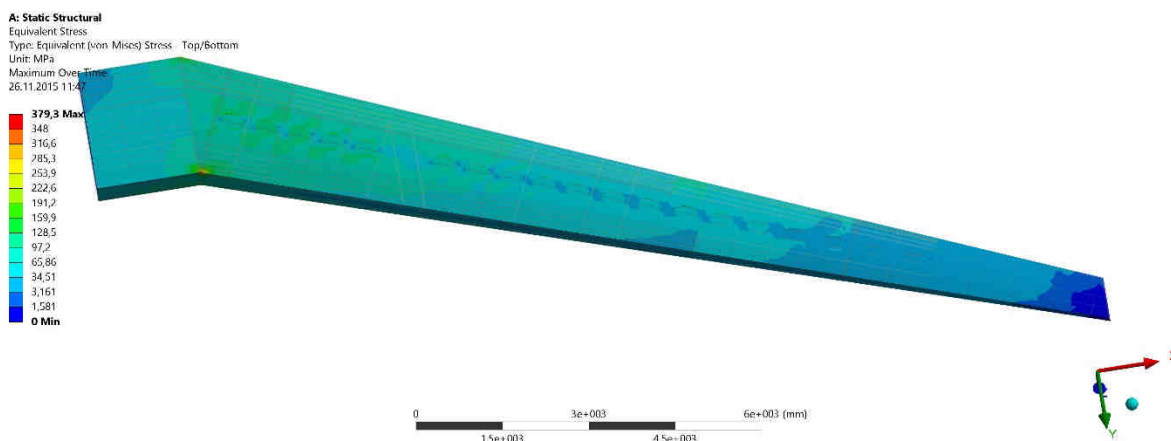


Рис. 14. Эквивалентные напряжения силовой части крыла

Затем проводится уточнение и распределение объема крыла и параметрическое моделирование в регулярных и нерегулярных зонах, моделирование элементов крыла и их объемная увязка. Изготавливаются отсеки крыла, проводится экспериментальное определение прочностных и ресурсных характеристик. Создается параметрическая модель полного определения крыла, выполняются заводские и сертификационные летные испытания, разрабатывается конструкторская, технологическая и эксплуатационная документация.

### Выводы

Разработан метод интегрированного и параметрического моделирования крыла пассажирского самолета с помощью систем CAD/CAM/CAE/PLM. Метод апробирован и кратко описан на примере проектирования пассажирского самолета. Описан способ определения объема кессон-бака и общего НДС крыла.

### Список литературы

1. Гребенников А. Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций /А. Г. Гребенников. – Харьков: Нац. аэрокосм. Ун-т «ХАИ», 2006. – 532 с.
2. Гребенников А. Г. Аванпроект магистрального пассажирского самолета ХАИ-150 / А. Г. Гребенников, С. В. Журавель, А. Ю. Бочко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. - 2014. - Вып. 65. - С. 5-22.
3. Теория и практика проектирования пассажирских самолетов. Ответственный редактор: Г. В. Новожилов, М.: издательство «Наука» 1976, 440 с.
4. Конструкция и прочность самолетов. Изд. 2-е. Зайцев В. Н., Рудаков В. Л. Киев, издательское объединение «Вища школа», Головное изд-во, 1978, 488 с.
5. Е. Т. Василевский В.А. Гребенников. Методика назначения допускаемых напряжений для обеспечения заданного ресурса крыла //Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии.

6. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями / Балабуев П. В., Бычков С. А., Гребенников А. Г., Желдоченко В. Н., Кобылянский А. А., Мялица А.К., Рябков В. И., Цепляева Т. П.: Учеб. пособие.: В 2 ч. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2003. – Ч.2. – 390 с.

7. Проектирование самолетов: учебник для вузов/ С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др. Под ред. С. М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

8. Проектирование гражданских самолетов: Теории и методы / И. Я. Катырев, М. С. Неймарк, В. М. Шейнин и др.; Под ред. Г. В. Новожилова. – М.: Машиностроение, 1991. – 672 с.

9. Стригунов В. М. С85 Расчет Самолета на прочность: Учебник для авиационных вузов. – М.: Машиностроение, 1984. – 376 с., ил.

10. Анализ напряженно-деформируемого состояния авиационных конструкций с помощью системы ANSYS/ А. Г. Гребеников, С. П. Светличный, В. Н. Король, В. Н. Анпилов: Учеб. пособие. Ч.1. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», CAD/CAM/CAE, АНТО «КНК», 2002. – 320 с.

Поступила в редакцию 17.10.2015

## **Метод інтегрованого проектування і параметричного моделювання крила пасажирського літака**

Розроблений метод інтегрованого проектування і параметричного моделювання крила пасажирського літака за допомогою систем CAD/CAM/CAE/PLM. Проведений стислий опис даного методу, описаний процес визначення об'єму кесон-баку і визначенні характеристики загального напружено-деформованого стану крила.

**Ключові слова:** крило, метод інтегрованого проектування, параметричне моделювання, пасажирський літак.

## **Method of Integrated Design and Parametric Modeling of Passenger Aircraft Wing**

The method of integrated design and parametric modeling of passenger aircraft wing with the use of CAD/CAM/CAE/PLM systems is designed. Is conducted a brief description of the described method; is described process of determining the volume of integral tank and characteristics of general stress-strain state of wing are defined.

**Keywords:** wing, method of integrated design, parametric modeling, passenger plane.