

## Метод создания трехмерного аналитического эталона поверхности вертикального оперения пассажирского самолета, его агрегатов и сборных узлов в CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

При создании новых образцов авиационной техники активно внедряется и проходит апробацию новая методология интегрированного проектирования. Она основана на принципах и методах проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций с помощью компьютерных интегрированных систем CAD/CAM/CAE/PLM. Метод базируется на разработке трехмерных аналитических эталонов модели поверхности самолета, его агрегатов, сборных узлов, новых конструктивных элементов, крепежных деталей, компьютерных методов расчета объемного общего и локального НДС в элементах соединения, новых технологий постановки крепежных элементов с упругопластическим радиальным натягом, последующим экспериментально-расчетным методом определения характеристик усталостной долговечности типовых соединений. Это позволит проектировать сборные конструкции с заданными характеристиками статической прочности, усталостной долговечности, герметичности и качества внешней поверхности при минимальных затратах массы [1].

В авиастроении для ускорения проектирования и начала серийного производства новых образцов последовательно внедряется метод агрегатного проектирования и моделирования, заключающийся в разделении изделий на ряд агрегатов с параллельной по времени их проработкой. Рассмотрим метод проектирования вертикального оперения (ВО) как агрегата планера самолета с использованием системы CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS. В качестве примера выбрано ВО пассажирского самолета для местных воздушных линий с двумя турбовинтовыми двигателями с так называемой нормальной, или классической схемой размещения поверхностей оперения, в которой вертикальные и горизонтальные поверхности оперения размещались в хвостовой части самолета, образуя хвостовое оперение самолета. [2]

Эффективность вертикального оперения [3] определяют по величине моментов, которые это оперение может создать относительно осей **X** и **Y** самолета:

$$M_{y_{в.о}} = Z_{в.о} L_{в.о}; \quad M_{x_{в.о}} = Z_{в.о} y_{в.о}, \quad (1)$$

где  $y_{в.о}$  — расстояние от продольной оси самолета до точки приложения равнодействующей боковых сил на вертикальном оперении.

Подставив  $Z_{в.о} = c_z S_{в.о} q_{в.о}$  в выражения (1), получим

$$M_{y_{в.о}} = c_z S_{в.о} L_{в.о} q_{в.о},$$

$$M_{x_{в.о}} = c_z S_{в.о} y_{в.о} q_{в.о}.$$

В дальнейшем удобнее использовать выражения с безразмерными величинами, так как они в отличие от размерных величин моментов не зависят от

геометрических размеров самолета и от режима полета (на дозвуковых скоростях).

$$m_{y_{B.O}} = c_{z_{B.O}} k_{B.O} \bar{S}_{B.O} \bar{L}_{B.O}; \quad m_{x_{B.O}} = c_{z_{B.O}} k_{B.O} \bar{S}_{B.O} \bar{y}_{B.O}, \quad (2)$$

где  $k_{B.O} = q_{B.O} / q$  — коэффициент торможения потока в области вертикального оперения.

$$\begin{aligned} \bar{L}_{B.O} &= L_{B.O} / l; \\ \bar{S}_{B.O} &= S_{B.O} / S; \\ \bar{y}_{B.O} &= y_{B.O} / l. \end{aligned}$$

Коэффициент боковой силы вертикального оперения - функция углов скольжения  $\beta$  и отклонения руля направления  $\delta_H$ :

$$c_{z_{B.O}} = c_{z_{B.O}} * \beta + c_{z_{B.O}} * \delta_B$$

Подставив эти зависимости в выражения (2) и взяв частные производные по углам скольжения и отклонения руля направления, получим выражения для определения изменения коэффициентов моментов при единичном изменении углов скольжения и отклонения руля направления.

$$m_{y_{B.O}}^\beta = c_{z_{B.O}}^\beta k_{B.O} \bar{S}_{B.O} \bar{L}_{B.O} = c_{z_{B.O}}^\beta k_{B.O} A_{B.O}; \quad (3)$$

$$m_{x_{B.O}}^\beta = c_{z_{B.O}}^\beta k_{B.O} \bar{S}_{B.O} \bar{y}_{B.O};$$

$$m_{y_{B.O}}^{\delta_H} = c_{z_{B.O}}^{\delta_H} k_{B.O} \bar{S}_{B.O} \bar{L}_{B.O} = c_{z_{B.O}}^{\delta_H} k_{B.O} A_{B.O}; \quad (4)$$

$$m_{x_{B.O}}^{\delta_H} = c_{z_{B.O}}^{\delta_H} k_{B.O} \bar{S}_{B.O} \bar{y}_{B.O};$$

Как следует из выражений (3) (4), эффективность вертикального оперения определяется не только его относительной площадью  $\bar{S}_{B.O}$  и плечом  $\bar{L}_{B.O}$ , но и аэродинамическими характеристиками  $c_{z_{B.O}}^\beta$  и  $c_{z_{B.O}}^{\delta_H}$ , которые в значительной степени зависят от формы оперения, его удлинения, стреловидности, сужения, формы и относительной толщины профилей, площади и относительной хорды расположенного на оперении руля направления. Величина максимальных моментов управления зависит также от величины максимально возможных углов отклонения рулей.

После выбора параметров крыла и предварительной компоновки фюзеляжа и силовой установки необходимую площадь вертикального оперения определяют приближенно по формуле

$$S_{B.O} = \frac{A_{B.O} l}{L_{B.O}} S.$$

Значение коэффициентов статических моментов вертикального оперения  $A_{B.O}$  принимаем из статистических данных, собранных по самолетам аналогичных типов, величину плеча  $L_{B.O}$  – по предварительной компоновке. Для дозвуковых самолетов с прямыми крыльями

$$L_{B.O} = (2,0-3,5)b_a, \quad A_{B.O} = 0,04-0,055.$$

Перечисленные выше параметры оптимизируют из условия получения необходимой устойчивости и управляемости самолета при наименьшей массе конструкции.

В качестве профиля обычно выбирают симметричный профиль с относительной толщиной от 9 до 12% и большим радиусом носка, например NASA - 0012M.

Целью данной работы является разработка метода создания компьютерной модели вертикального оперения (ВО) в системе CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS.

Метод создания модели вертикального оперения с использованием системы CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS показан на рис. 1

Проектирование как всего самолета в целом, так и отдельных его агрегатов всегда начинается с анализа требований, предъявляемых к данному типу самолета, анализа данных статистики, а также тенденций и перспектив изменения тактико-технических характеристик (ТТХ) во времени.

Учитывая данные обобщенного анализа и научно-технического задела, на этапе эскизного проектирования выбирают тактико-технические характеристики самолета, превышающие достигнутый уровень.

Аэродинамические поверхности, образующие оперение самолета, предназначаются для обеспечения его устойчивости и управляемости. Функции, выполняемые неподвижными и подвижными поверхностями хвостового оперения, заключаются в следующем:

- а) создавать уравнивающие моменты в установившемся полете путем приложения силы на заданном расстоянии от ЦМ самолета;
- б) обеспечивать устойчивое равновесие, т. е. в случае его нарушения восстанавливать равновесное состояние самолета с соответствующим быстрым демпфированием колебаний;
- в) создавать силы, необходимые для выполнения маневров самолета: отрыв носового колеса при взлете, управление траекторией полета, выравнивание перед посадкой и рулежкой.

Вертикальное оперение самолета предназначено для обеспечения путевой устойчивости и управляемости, совместно с крылом оно обеспечивает поперечную устойчивость самолета. Вертикальное оперение состоит из неподвижной части - киля и подвижной части - руля направления. В зависимости от назначения, предполагаемых аэродинамических и геометрических параметров самолета площадь ВО может составлять 8...20% площади крыла, а площадь руля направления – 25...35% общей площади ВО. Величина удлинения ВО находится в пределах 0.8...1.2, сужения для самолетов с горизонтальным оперением, расположенным на фюзеляже или на нижней части киля, 2...3.5.

В качестве аэродинамического профиля применяют симметричный профиль, так как при этом меньше величина  $C_x$ , а кроме того, это необходимо для получения аэродинамических нагрузок одного порядка вне зависимости от того, в какую сторону отклоняется руль направления.

Воздушные нагрузки ВО отличаются от нагрузок, действующих на крыло своей величиной и распределением, но общий эффект от них такой же. Под их действием ВО так же изгибается и закручивается.

Конструктивно-силовая схема киля для пассажирских самолетов местных воздушных линий со скоростями полета до 0,4...0,5 М - это двухлонжеронная схема.

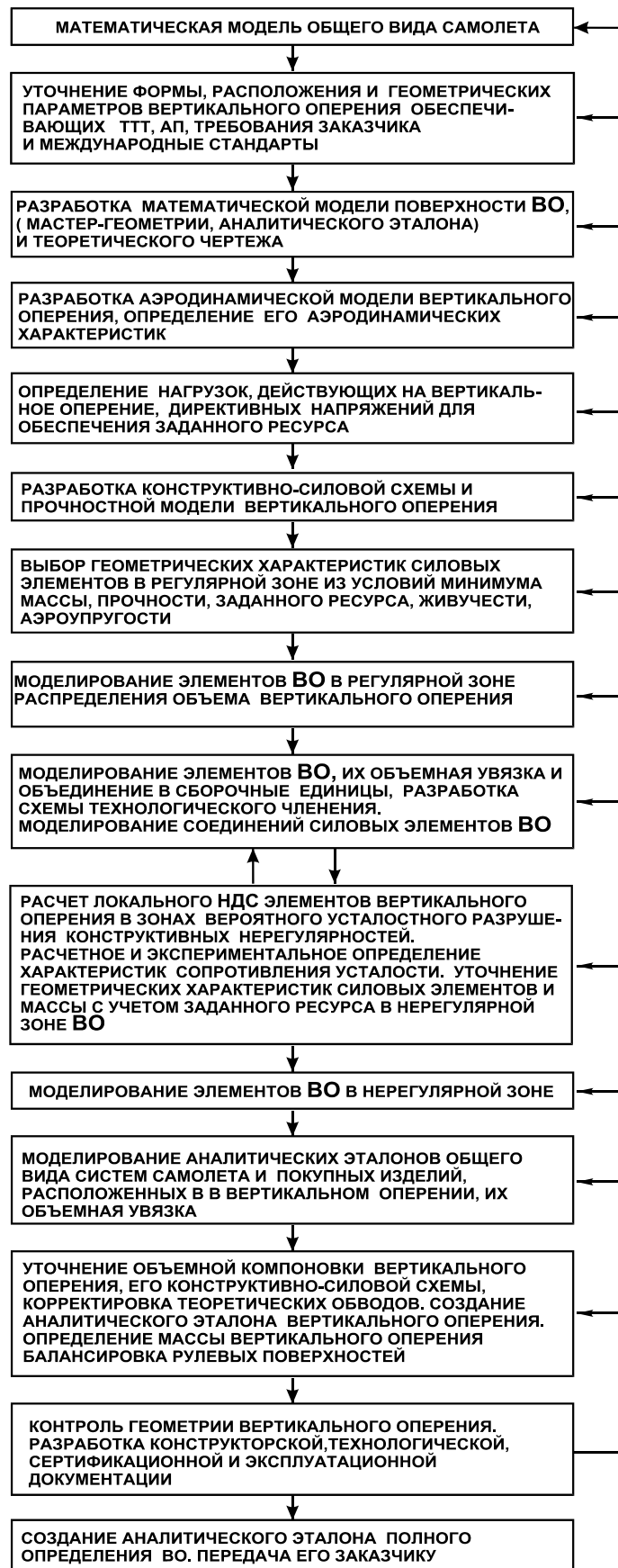


Рис. 1. Метод создания модели вертикального оперения

Определив таким образом самые общие условия и ограничения, начинаем эскизное проектирование ВО. Эскизное проектирование включает в себя:

1. Выбор основных геометрических параметров и размещение ВО.
2. Разработку конструктивно-силовой схемы и схемы крепления оперения.
3. Определение массы ВО.

Проектирование оперения должно обеспечить получение необходимых характеристик устойчивости и управляемости самолета на всех возможных режимах полета, а также достаточную эффективность органов управления для вывода самолета в нормальный режим полета после произвольного превышения критических значений углов атаки, сваливания и попадания самолета в режим пикирования после сваливания или штопора [4].

При выборе параметров ВО необходимо учесть следующее:

- а) ВО не должно попадать в срывной режим в результате возмущений при отклонении руля направления или при отказе двигателя;
- б) необходимо, чтобы после отказа критического двигателя на многодвигательном самолете должна сохранялась управляемость для продолжения полета;
- в) должна быть обеспечена посадка транспортного самолета при скорости бокового ветра до 55 км/ч;
- г) самолет должен обладать положительным запасом путевой и поперечной устойчивости и демпфировать короткопериодические колебания в этих направлениях (голландский шаг). Для самолета с автопилотом допустима некоторая степень спиральной неустойчивости.

На первом этапе, исходя из поставленных задач и ограничений, учитывая данные статистики, выбираем относительные геометрические параметры ВО (стреловидность, удлинение, сужение, относительную толщину профилей сечения) в первом приближении, определяем необходимые площади (самого ВО и управляющих поверхностей).

Выбор параметров вертикального оперения во многом зависит от положения центра тяжести и компоновки самолета, поэтому в процессе проектирования параметры выбирают методом последовательных приближений.

На основе выбранных параметров и с учетом данных аэродинамических продувок модели самолета приступаем к математическому моделированию поверхности ВО.

Результатом математического моделирования являются таблицы аэродинамических профилей в контрольных сечениях (КС) и таблицы параметров сечений ВО в дугах кривых 2-го порядка. Используя данные этих таблиц, строим геометрическую модель вертикального оперения в компьютерной интегрированной системе CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS.

При создании геометрической модели вертикального оперения пассажирского самолета в системе CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS в качестве исходных данных используют:

- теоретический чертеж ВО;
- таблицы контрольных сечений;
- требования к аэродинамическим поверхностям.

Компьютерная интегрированная система CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS позволяет осуществлять двух- и трехмерное конструирование и моделирование самолетных конструкций, их анализ и обеспечение технологической подготовки производства.

При промышленном использовании системы CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS моделирование ВО проводится следующим образом: аэродинамические профили ВО задают в виде теоретических таблиц и схемы построения кривых второго порядка, принятой в авиационной промышленности. Каждый профиль образован из кривых второго порядка, которые задают начальной точкой А, конечной точкой С, точкой привязки В и дискриминантом F (рис. 2).

Базой для моделирования поверхностей является набор кривых, задающих геометрию граничных условий создаваемой поверхности. Этот набор кривых называется каркасной моделью.

Моделирование объектов в CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS проводят от наружной поверхности внутрь агрегата, поэтому под моделью поверхности подразумевают аналитическую модель теоретического обвода агрегата. 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 агрегата. От правильности выполняемых построений зависит правильность всего дальнейшего процесса моделирования [5].

Для описания обводов несущих поверхностей наиболее широко применяют кривые второго порядка, так как они обладают кривизной одного знака, т.е. не имеют точек перегиба. Это является очень важным условием при построении аэродинамических профилей. Уравнение, которое описывает общий случай кривой второго порядка, имеет вид

$$Ax^2+Bxy+Cy^2+Dx+Ey+F=0.$$

Для определения коэффициентов этого уравнения необходимо решить систему из пяти уравнений с пятью неизвестными. Для ее решения достаточно пяти условий, например прохождения кривой через пять точек. В системе UNIGRAPHICS встроенный математический аппарат позволяет построить кривую второго порядка следующими способами:

- по пяти точкам;
- по четырем точкам и одному углу в крайней точке;
- по трем точкам и двум углам в крайних точках;
- методом инженерного треугольника;
- по двум точкам, двум углам и дискриминанту;
- методом задания коэффициентов уравнения кривой второго порядка.

В связи с тем, что наиболее часто аэродинамические профили задают в виде теоретических таблиц координат узловых точек, при построении был принят следующий способ (рис. 2): через пять принятых начальных точек строится первый сегмент профиля, дальнейшие сегменты строятся через четыре точки (первая из которых совпадает с последней точкой предыдущей кривой) и угол, который задается как касательная к предыдущей кривой (в системе UNIGRAPHICS для задания касательной к кривой при построении кривых второго порядка достаточно указать на ту кривую, к которой строится касательная в районе ее концевой точки). Такой способ позволяет получить набор кривых, гладко состыкованных не только по касательной, но и по радиусу кривизны. Используя функции информации об объекте, в дальнейшем система предоставляет возможность описать построенные кривые в виде решения инженерного треугольника (точность выдачи координат узловых точек и дискриминант достигает четырнадцати знаков после запятой).

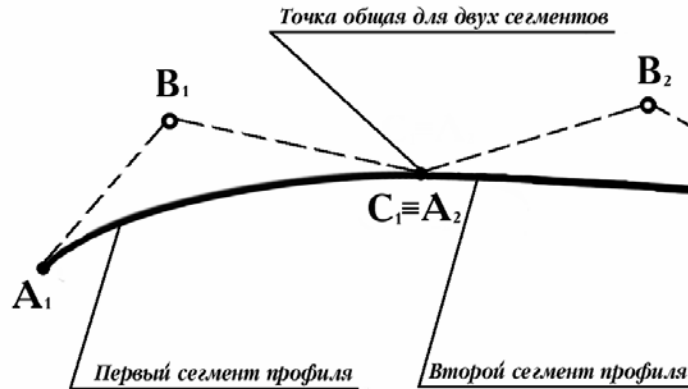



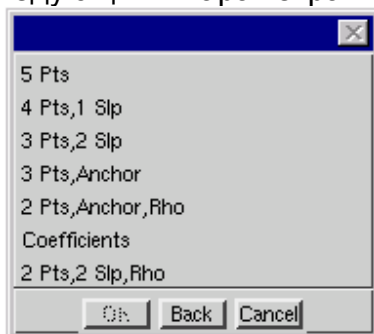
Рис.2. Построение контура профиля ВО

Для построения профиля необходимо выполнить следующие операции: загрузить модуль создания кривых, для этого последовательно обратиться к следующим пунктам меню [6]:

**Application⇒Modeling...(Ctrl M), а затем Toolbox⇒Curve⇒General Conic.**



Используя опцию , построить набор сегментов по точкам со следующими параметрами:

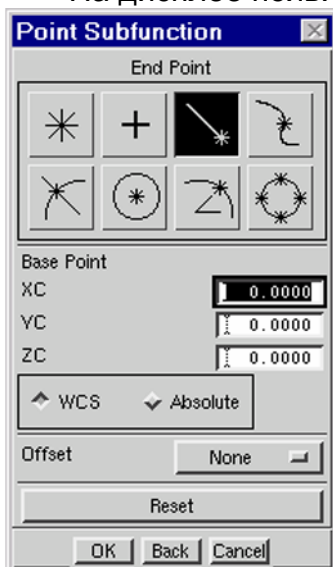


Из появившегося меню создания кривых второго порядка выбираем опцию:

2 Pts, Anchor, Rho

(две точки кривой, точка пересечения касательных и дискриминант).

На дисплее появится меню для задания точек Point Subfunction.



В строке подсказки появляются сообщения, описывающие, что необходимо ввести для создания кривой:

Specify Point 1 - начальная точка кривой  $A_i$ ;

Specify Point 2 - конечная точка кривой  $C_i$ ;

Specify Anchor Pt - точка пересечения касательных  $B_i$ ;

Pro Discriminant - значение дискриминанта Rho.


Значения координат точек необходимо задавать в рабочей системе координат WCS.

Таким образом, для построения первого сегмента кривой необходимо вводить заданные численные значения координат.

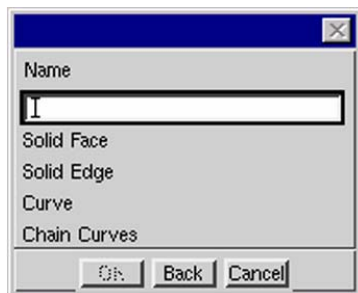
Для последующих сегментов, начальную точку, можно выбирать, как конечную точку предыдущей кривой.

Чтобы выполнить построение прямых участков профиля, необходимо перейти в меню **Toolbox**⇒**Curve**, выбрать опцию **Basic Curves** и затем опцию **Line**. Для построения линии следует ввести координаты начальной и конечной точек сегмента.

Запрашиваемая системой координата точек по оси Z -  $Z_C=0$  для всех точек всех сегментов.

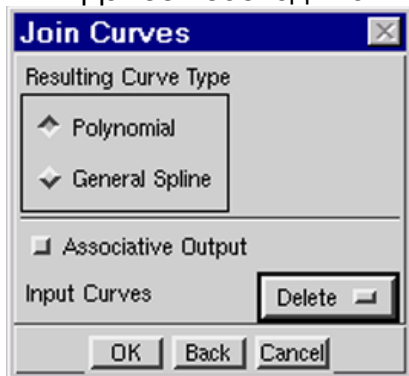
Объединим полученные сегменты в одну кривую. Для этого выбираем из основного меню создания кривых опцию Join  (объединение кривых).

Система выдаст меню выбора объединяемых кривых:



выбираем опцию **Chain Curves** (выбор кривых по цепочке). Выбираем кривую, являющуюся началом цепочки (в строке подсказки → **Select Start Curve of Chain**), и кривую, являющуюся конечным звеном цепочки (в строке подсказки → **Select End Curve of Chain**). Если мы правильно указали цепочку кривых, система должна выделить все сегменты профиля. Подтверждаем выбор кнопкой **OK**.

Далее необходимо выбрать тип результирующей кривой.



Выбираем тип результирующей кривой **Polynomial**. В результате получим сплайн третьей степени.

Если активен переключатель **Associative Output**, то результирующая кривая будет ассоциативна с построенными сегментами профиля (отключаем ассоциативность).

Исходные сегменты профиля удалим. Для этого выберем установку **Input Curves** ⇒ **Delete**.

По окончании выбора установок нажимаем **OK**. В итоге получаем кривые - половины двух сечений. Для построения полных обводов сечений ВО необходимо отобразить их зеркально относительно плоскости XZ.



Рис. 3. Аэродинамический профиль киля и руля направления

После построения всех сегментов профиля необходимо для удобства дальнейшего построения поверхностной модели осуществить их аппроксимацию в одну кривую. После построения одного аэродинамического профиля подобным



образом выполняем построение всех остальных профилей характерных сечений и формируем каркас кривых, необходимых для построения поверхностной модели (следы переднего и заднего лонжеронов, каркасы руля высоты, триммера, сервокомпенсатора и т.д.). В результате построений получаем набор кривых, гладко состыкованных не только по касательной, но и по радиусу кривизны (точность выдачи координат узловых точек и значения дискриминанта достигают четырнадцати знаков после запятой).

После построения сечения ИС2 необходимо перенести его из плоскости построения в плоскость концевой хорды вертикального оперения.

После построения одного аэродинамического профиля (рис. 3) подобным образом выполняем построение всех остальных профилей характерных сечений и формируем каркас кривых ("каркасную модель несущей поверхности" (рис. 4)), необходимых для построения модели поверхности. Построенные аэродинамические профили в дальнейшем используют для создания электронных версий теоретических и сборочных чертежей ВО. Таким образом, получаем возможность применять одни и те же построения для создания и модели, и чертежей, чем исключается погрешность при переносе размеров с чертежей на модель и с модели на чертежи. Для создания теоретических и сборочных чертежей ВО используют раздел **Drafting**:

**Application ⇒ Drafting ...**

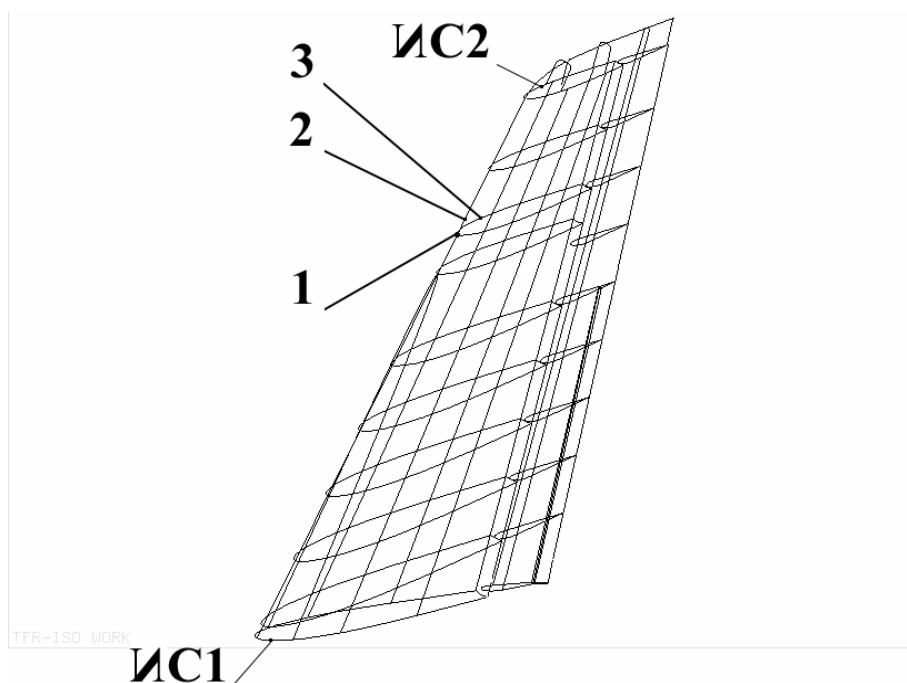
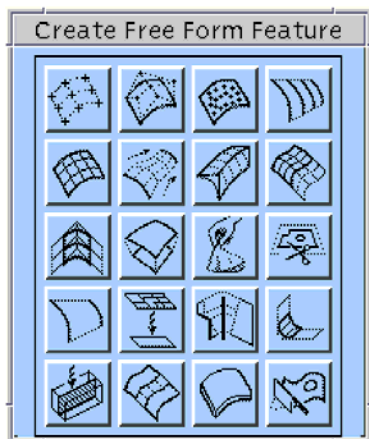


Рис.4. Каркасная модель несущей поверхности

Формирование каркаса кривых проводят путем плоскопараллельного переноса построенного сечения из рабочей плоскости в точку его привязки (определяется геометрическим построением линии передней кромки и линии следа характерного сечения).

Переходим к построению поверхностей, для чего используем следующие опции.

## Toolbox ⇒ Free Form Feature



Отображается диалоговое окно **Create Free Form Features**

Для моделирования основных участков теоретического обвода несущей поверхности используем линейчатые поверхности

**Toolbox ⇒ Free Form Feature ⇒ Ruled**



При этом для дальнейших построений удобнее, если модель поверхности ВО (рис.5) будет состоять из двух половин - правой и левой.



Рис. 5. Модель поверхности ВО

Учитывая, что модели теоретических обводов агрегатов создаются параллельно, на момент их создания необходимо провести оценку их взаимного соответствия. Это достигается на третьем этапе. Включая модель несущей поверхности в общую поверхностную модель самолета, можно отследить правильность ее построения в корневой зоне (проверить соответствие сопрягаемых поверхностей, отсутствие "заедания" управляющих поверхностей на всем их ходе и т. д.).

Используя проецирование вертикальных прямых одновременно на все поверхности модели самолета и анализируя полученные результирующие кривые, можно определить правильность выполнения сопряжения с аэродинамической точки зрения. В дальнейшем данная модель (рис. 6) будет использоваться в качестве первоисточника теоретического контура самолета.

Для того, чтобы определить массогабаритные характеристики и конструктивные параметры деталей и узлов, входящих в конструкцию вертикального оперения, необходимо провести расчет на прочность этих деталей и узлов. Данные расчеты начинаются с определения нагрузок, действующих на вертикальное оперение в целом. Основной внешней нагрузкой ВО является

нагрузка от аэродинамических сил. Нагрузку на ВО согласно Нормам летной годности (НЛГС) определяют исходя из следующих условий полета [4]:

- 1) резкое отклонение руля направления на большой скорости полета;
- 2) полет в неспокойном воздухе;
- 3) для многомоторных самолетов при полете с несимметрично остановленными двигателями;
- 4) комбинированное нагружение.

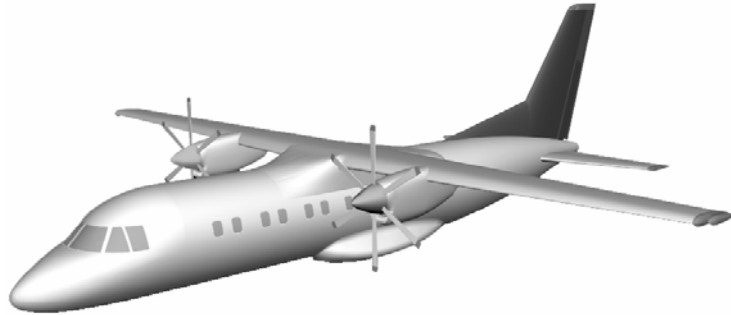


Рис. 6. Модель поверхности самолета

В случае Т-образного оперения (или при размещении горизонтального оперения на ВО) необходимо учитывать и влияние на ВО нагрузок от горизонтального оперения.

По нормам прочности определяют не только величину нагрузки, но и распределение ее между килем и рулем направления по хорде и размаху. Приблизительно можно считать, что нагрузка распределяется по площади ВО пропорционально хордам. Распределение нагрузки вдоль хорды ВО проводится в соответствии с рассматриваемым расчетным случаем. Расчет киля и руля направления проводится совместно, так как они оба участвуют в восприятии аэродинамической нагрузки. При проведении расчетов исходим из того, что киль конструктивно подобен крылу двухлонжеронной схемы.

Расчет ведут в следующем порядке:

- 1) определяют внешнюю нагрузку;
- 2) определяют реакции и строят эпюры изгибающих и крутящих моментов, а также поперечных сил;
- 3) определяют усилия и напряжения в элементах конструкции.

В случае резкого отклонения руля на режиме максимальной скорости нагрузку на вертикальном оперении принято рассчитывать по формуле [7]

$$P^3 = \pm 0,37 S_{В.О} \frac{r V_{\max}^2}{2}.$$

Для определения величин нагрузок, действующих на вертикальное оперение в соответствии с типом самолета, характером его предполагаемой эксплуатации, действующими нормами летной годности и рекомендованными ими методами определения соответствия, строят диаграмму предельных режимов полета самолета (рис. 7).

Данные диаграммы пересчитывают для различных случаев нагружения оперения и представляют в виде соответствующих сил и моментов с учетом воздействия инерционных нагрузок и нагрузок от отклонения рулевых

поверхностей. С учетом предполагавшейся на ранних этапах КСС оперения и анализа действующих нагрузок разрабатывают новую или уточняют старую КСС, а также проводят проектировочный расчет элементов конструкции вертикального оперения.

Выбрав КСС агрегата и зная воздействующие на него нагрузки, можно приступить к формированию поперечных сечений силовых элементов. При рассмотрении условий статического нагружения конструкции целесообразно воспользоваться комплексом программных средств RITMOK, разработанным совместно АНТК имени О. К. Антонова и ХАИ. Этот комплекс позволяет оперативно сформировать поперечные сечения регулярных зон конструкции, рассматривая при этом несколько случаев нагружения одновременно. Нерегулярные зоны конструкции целесообразно проектировать с помощью системы конечно-элементного анализа ANSYS. Итогом этого этапа станет формирование поперечных сечений элементов конструкции несущей поверхности. В систему моделирования они передаются либо в виде эскизов, либо в виде табличной информации. Помимо этого необходимо сформировать технические требования на изготовление агрегата, которые должны отразить предполагаемые к применению технологии изготовления, а также их ограничения, накладываемые на геометрию детали [8].

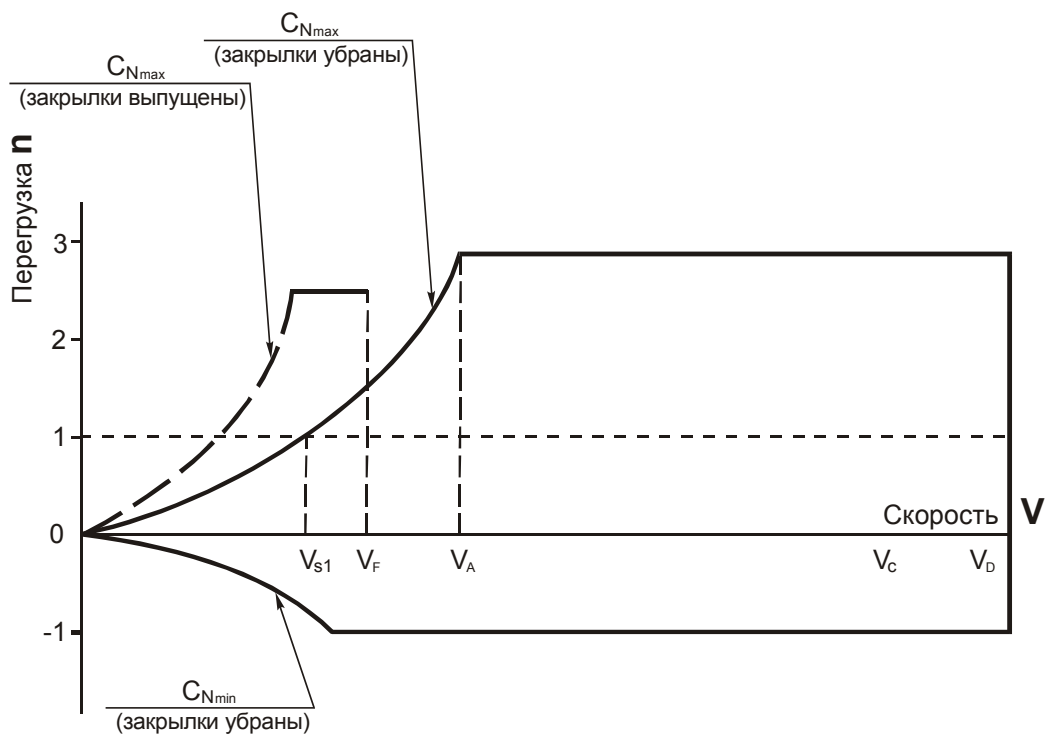


Рис. 7. Диаграмма предельных режимов полета самолета

Сформировав общую геометрию силовых элементов агрегата, следует выделить в их конструкции отдельные части (узлы, детали) для их "независимого" моделирования. Разделение агрегата на составные части целесообразно проводить в соответствии со схемой его технологического членения. Этим обеспечивается возможность в дальнейшем выделить из конструкции деталь и подготовить для неё технологическую процедуру производства (разработать штамп, программу обработки на станке с ЧПУ и т. п.).

На рис. 8 изображена схема технологического членения вертикального оперения (1) с последующим выделением отдельного узла (2), из которого выделяется для подготовки технологической документации отдельная деталь (3).

При моделировании схемы технологического членения происходит процесс формирования модели способа сборки агрегата. Опираясь на уже существующую КСС несущей поверхности и модель поверхности, можно начать этот процесс по схеме "сверху - вниз". Это означает, что, разделив теоретические поверхности на будущие листы или панели обшивки, используя методы WAVE-технологии, которая позволяет наложить ассоциативные связи между геометрическими объектами, следует переназначать их в отдельные файлы, указывая при этом, что исходный файл становится сборочным. К полученному дереву сборки условно добавляются недостающие (еще не созданные) элементы (нервюры, стрингеры и т.д.), что происходит путем автоматического создания в системе их нулевых файлов. Сформировав структуру сборочной единицы, можно приступить к "заполнению" нулевых файлов соответствующими элементами. Для создания наглядной схемы технологического членения используем опцию **Assemblies⇒Exploded Views**, т.е. создаем вид с разнесенными компонентами **Create Explosion**. При этом существует возможность создания этого вида (рис. 8(1)) как "автоматически", так и в "ручном" режиме, когда возможно задание координат и направления перемещения компонентов.

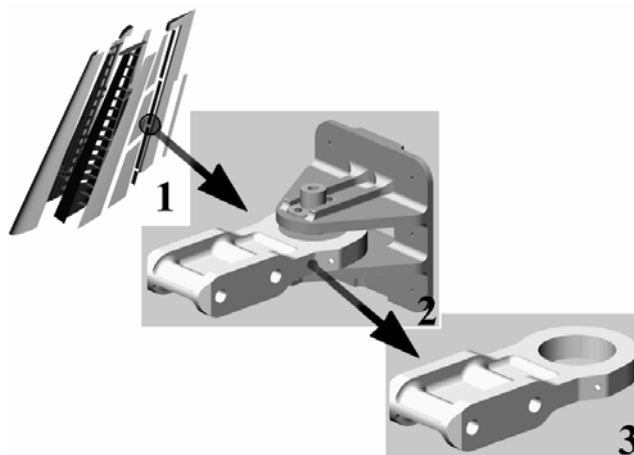


Рис. 8. Схема технологического членения вертикального оперения

В дальнейшем необходимо приступить к формированию непосредственно силового набора несущей поверхности. Его построение выполняется в модуле твердотельного моделирования системы UNIGRAPHICS. Для построения различных типов элементов используют различные методы построений. Так, для полок лонжерона наиболее удобен способ протяжки контура сечения вдоль генерирующей кривой. Для формирования нервюр более подходящим можно признать способ "выдавливания" заданной геометрии из плоскости, для создания моделей крепежных элементов или элементов типа тяга - вращение образующей кривой вокруг оси. Обшивки создаются командой определения толщины существующей поверхности. Для формирования деталей сложной формы применяют несколько различных способов с последующим объединением элементов в единое твердое тело с помощью булевых операций.

При проектировании панелей, нервюр, лонжеронов, сборных узлов использовали различные приемы и способы построения моделей и моделирования. Создание же основных элементов конструкции необходимо начинать с задания толщины обшивки.



После указания поверхности задают толщину и направление построения обшивки. При построении "от контура" **First Offset** задают равным 0.

Для этого обращаемся к следующему пункту меню:

**Toolbox** ⇒ **Free Form Feature** ⇒ **Thicken Sheet**.

Затем необходимо указать поверхность, которой будет придаваться толщина.



**Second Offset** задается по модулю равным толщине обшивки, при этом число больше нуля, если направление построения обшивки совпадает с предложенной системой, и меньше нуля, если направления противоположны.

После придания толщины обшивке и проведения предварительных прочностных расчетов можно переходить к созданию основных элементов конструкции вертикального оперения в первом приближении. Для этого необходимо задать общие геометрические параметры.

### Построение лонжерона

Для предварительного построения модели лонжерона необходимо знание следующих конструктивных и геометрических характеристик:

- 1) его месторасположение в вертикальном оперении для определения строительной высоты лонжерона;
- 2) геометрические параметры (форма профилей полок лонжерона, их ширина и толщина, толщина стенки лонжерона). Эти параметры определяют исходя из конструктивных и технологических соображений, а также по результатам проектировочного расчета;

Вначале следует обозначить осевую плоскость лонжерона. Данную плоскость можно задавать различными способами, но в данном случае задаем ее «по двум отрезкам». Отрезки строим лежащими в плоскостях корневой и концевой хорд, в местах размещения лонжеронов, длина отрезков произвольная.

После построения отрезков выполняем следующую операцию: строим кривые, как линии пересечения двух плоскостей - плоскости внутренней поверхности обшивки и осевой плоскости лонжерона.

Затем приступаем к построению сечений полок лонжеронов в корневой и концевой частях оперения. В качестве осевой плоскости используем плоскость, в которой лежит лонжерон. При построении особое внимание обращаем на то, чтобы контур сечения полки лонжерона не выходил за внутренний контур обшивки. По построенным сечениям создаем твердотельные габаритные модели полок лонжеронов, после чего строим твердотельную габаритную модель стенки лонжерона.

### Построение нервюры

Общие принципы построения нервюры сходны с методикой построения лонжерона. Для получения контура нервюры воспользуемся секущей плоскостью, лежащей в плоскости нервюры. (Плоскость каждой нервюры перпендикулярна заднему лонжерону). После создания внешнего контура внутренний контур создаем путем построения кривых на необходимом расстоянии от исходной кривой **Toolbox**⇒**Curve**⇒**Offset**. После создания кривых, ограничивающих габаритные размеры нервюры, приступаем к созданию самого тела нервюры.

После создания твердотельных габаритных моделей лонжеронов и нервюр целесообразно дальнейшее моделирование проводить, рассматривая вертикальное оперение как сборочную единицу. На первом этапе сборка выполняется по методу "сверху-вниз", т.е. файл сборки и файлы компонентов создаются на базе уже готовых моделей **Assemblies**⇒**Edit Structure**⇒**Create**. На последующих этапах сборка ведется по методу "снизу-вверх" **Assemblies**⇒**Edit Structure**⇒**Add**⇒**Choose Part File**, когда модели деталей-компонентов сборки вначале создаются в отдельном файле, а затем добавляются и позиционируются в сборочном файле.

Модель узла навески создается как сборочная единица, состоящая из определенного числа деталей, при этом файл сборки агрегата будет интерпретировать ее как свою подсборку. Все детали формируются в отдельных файлах (т. е. сборка формируется "снизу - вверх"), что позволяет существенно снизить загрузку компьютера на данном этапе работы, а следовательно, ускорить процесс создания модели. Для создания деталей также используют модуль твердотельного моделирования системы UNIGRAPHICS и приемы, которые были изложены выше. Данный модуль имеет сквозную параметризацию (в роли параметров выступают как размеры детали, так и графические примитивы, на основе которых происходило построение), что в дальнейшем позволяет изменять геометрию входящих деталей и сборок. Однако для правильного интерпретирования параметризации при формировании детали необходимо четко отслеживать все линкованные связи (связи параметров различных деталей, например,  $\varnothing$  болта –  $\varnothing$  отверстия) и своевременно их накладывать. Сборка конструкции узла проводится методом присоединения в основной файл файлов, входящих в сборочную единицу деталей, ориентирование детали осуществляется по сопрягаемым геометрическим либо вспомогательным элементам с последующей проверкой сопряжения деталей.

Созданные модели элементов конструкции в дальнейшем можно импортировать в системы прочностного расчета методом конечного элемента (МКЭ) ANSYS, NASTRAN и т.п. По результатам этих расчетов форма и размеры

твердотельных моделей элементов конструкции могут изменяться, что приводит к необходимости выполнения новой итерации – предварительный расчет ⇒ построение твердотельной модели ⇒ расчет методом МКЭ. Цель данных итераций добиться оптимизации по массе конструкции.

Сформировав геометрию силового набора, получаем как итог уже готовую "сборку" ВО. Однако в конечном файле между входящими деталями еще не наложены фиксирующие связи, т. е. местоположение каждой вновь созданной детали четко не определено. Неоднозначность устраняется "отбором" имеющихся у каждой конкретной детали степеней свободы путем указания условий сопряжения с соседними компонентами.

Таким образом, получаем полностью параметризованную сборочную модель ВО. При правильном наложении линкованных связей и использовании WAVE-технологии в данную модель можно вносить изменения, начиная с самых ранних этапов проектирования, и они автоматически будут отслежены во всех зависимых файлах, причем это распространяется и на чертежный материал, и на подготовленные технологические решения.

Контроль геометрии вводится в связи с тем, что при выполнении моделирования возможно отклонение от принятых размеров. Отклонения могут появиться вследствие ошибок построения или могут быть введены преднамеренно, например, по технологическим причинам. Для выявления этих отклонений вводится операция контроля геометрических характеристик модели. Для контроля используются функции команды INFO и встроенный аппарат анализа геометрии системы UNIGRAPHICS, а также метод контрольных сечений (рис. 9). Для реализации этого метода на этапах формирования каркаса модели поверхности задается шаг контрольных сечений и положение первого контрольного сечения.

С помощью метода контрольных сечений можно проконтролировать точность выполнения построения теоретических обводов агрегата, углы отклонения рулевых поверхностей и т. д. Помимо этого, используя менеджер веса, контролируют на соответствие выделенным лимитам конечную массу входящих деталей и агрегата в целом.

Сформировав модели силовых элементов, необходимо приступить к моделированию систем и узлов, расположенных непосредственно в вертикальном оперении. Этот процесс называется макетированием агрегата. Макетирование как процесс преследует несколько целей [9]:

- взаимная увязка элементов систем и силовых элементов планера;
- проверка работоспособности подвижных элементов систем в условиях работы в замкнутом пространстве;
- контроль работоспособности взаимодействующих систем;
- проверка возможности и удобства доступа к элементам конструкции и системам, требующим обслуживания;
- контроль "вписываемости" деталей узлов и агрегатов в отведенное пространство;
- частичная проверка принятой технологии сборки.



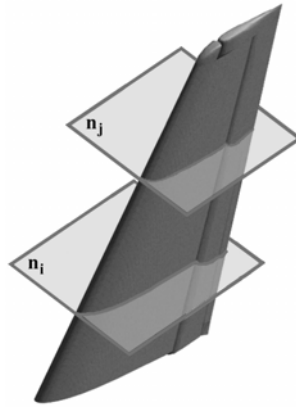


Рис. 9. Применение метода контрольных сечений

Импортирование объектов, созданных в других компьютерных системах, осуществляется с помощью универсальных форматов связи, таких, как IGES, DXF, STEP и т. д.

По окончании девяти этапов моделирования несущей поверхности получаем в системе CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS твердотельную модель конструкции несущей поверхности.

Именно эта модель используется в дальнейшем при разработке конструкторской, технологической, сертификационной и эксплуатационной документации.

При разработке данной документации целесообразно экспортирование твердотельных моделей из системы UNIGRAPHICS в более "легкие" системы типа КОМПАС, AUTOCAD и т.п. Это позволит уменьшить себестоимость данных работ, упростит и ускорит их проведение.

Проведенный параллельный процесс моделирования и макетирования агрегатов позволяет, объединив их в единое целое, анализировать массово-инерционные характеристики самолета как единого объекта. Помимо этого на данном этапе анализируют правильность выполнения сопрягаемых узлов и согласования теоретических обводов в зонах сопряжения, уточняют сопрягаемость систем, расположенных в разных агрегатах.

Принцип объединения агрегатов осуществляется методами организации сборки "снизу-вверх" с наложением условий связи между стыкуемыми поверхностями (например, оговаривается соосность отверстий под стыковые болты и т. п.).

### Выводы

Предложенный метод проектирования модели несущей поверхности пассажирского самолета на базе системы CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS по сравнению с существующей традиционной технологией обладает следующими преимуществами:

— созданные модели являются первоисточником информации для других используемых модулей и систем, что исключает погрешности переноса размеров и улучшает точностные характеристики конечного изделия;

— все выполняемые построения могут использоваться в дальнейшем для создания конструкторской, технологической, эксплуатационной и ремонтной документации;

— существенно более высокими являются точностные показатели спроектированных узлов благодаря использованию геометрии одной детали в

качестве базы при построении другой и отсутствию погрешности переноса размеров при этом;

— быстрее и легче выявляются и исправляются ошибки, допущенные в процессе проектирования;

— снижается трудоемкость проектирования и изготовления деталей и узлов агрегата;

— весь созданный конструкторский задел при проектировании одного изделия легко использовать в качестве стандартной библиотеки при проектировании другого.

Таким образом, грамотное и сбалансированное применение компьютерной интегрированной системы CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS позволяет при относительно небольших затратах повысить конкурентоспособность предприятия на мировом рынке.

Метод апробирован на примере проектирования ВО самолета Ан-140.

### Список литературы

1. Гребеников А.Г. - Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций - Х: Нац. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2006. - 532 с.
2. Гребеников А.Г., Сердюков А.А. - Моделирование конструктивных элементов вертикального оперения пассажирского самолета в компьютерной интегрированной системе CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS. - Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 1999. - Вып.14. - С. 122-132.
3. Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др. Проектирование самолетов - М.: Машиностроение, 1983. - 616 с.
4. Единые нормы летной годности гражданских самолетов. - М.: Машиностроение, 1985. - 470 с
5. Компьютерные технологии проектирования: Консп. лекций/ А.Г. Гребеников, А.М. Гуменный, В.В. Парфенюк, В.А. и др. - Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2001. - Ч.1. - 449 с.
6. Моделирование объектов авиационной техники с помощью компьютерных систем: Лаб. практикум/ А.Г. Гребеников, В.Н. Король, Ю.В. Железняков и др. - Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2002. - Ч.1. - 181 с.
7. Нормы прочности самолетов 1947. Руководство для конструкторов Т1. - Бюро новой техники 1947. - 137 с.
8. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями/ А.Г. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников и др. - Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2003. - Ч1. - 453 с. - Ч2 - 389 с.
9. Проектирование гражданских самолетов: теория и методы/ Под ред. акад. Г.В. Новожилова. - М.: Машиностроение, 1991. - 667 с.